Nr. 10. (ROK IV. 1936. Nr. 2.). LWÓW, W PAŹDZIERNIKU 1936 r.

LWOWSKIE

CZASOPISMO LOTNICZE

ORGAN BIULETYNOWY

LABORATORIUM AERODYNAMICZNEGO POLITECHNIKI LWOWSKIEJ I INSTYTUTU TECHNIKI SZYBOWNICTWA

WYDAWANY KILKA RAZY W ROKU W MIARĘ ZEBRANIA MATERIAŁU BADAWCZEGO

DODATEK DO „CZASOPISMA TECHNICZNEGO"

BIULETYN INSTYTUTU TECHNIKI SZYBOWNICTWA

ZBIGNIEW LELIWA KRZYWOBŁOCKI

Możliwości zastosowania rakiet prochowych w lotnictwie.

Les possibilités de l'emploi des fusées à poudre dans l'aviation.

I.

Możliwości zastosowania rakiet prochowych w szybownictwie.

Les possibilités de l'emploi des fusées à poudre dans l'aviation sans moteur.

L'auteur considère les possibilités de l'emploi des fusées à poudre dans l'aviation sans moteur. Les calculs ont pour but d'établir des formules donnant les dimensions de la fusée, c'est-à-dire le diamètre et la longueur de la charge de la fusée. Il convient de noter que, faute de données expérimentales respectives, l'auteur néglige dans ses considérations la question de sécurité des fusées, mais que cette question est sans doute très importante.

Au commencement, l'auteur explique d'une façon élémentaire l'action de la propulsion par réaction. Il établit ensuite des formules déterminant les dimensions des fusées à poudre dans les cas du décollage d'un terrain plat, du décollage d'une pente, du „démarrage" d'un leger planeur destiné au vol musculaire, de l'envol en altitude, du décollage en vol remarqué — avec et sans coopération de la propulsion hélice-moteur, enfin les dimensions des fusées pour le vol horizontal et le vol plané, pour réduire la perte d'altitude.

En se basant sur de nombreux exemples numériques, l'auteur vient aux conclusions suivantes:

a) Les fusées à poudre peuvent être employées dans l'aviation sans moteur tout d'abord comme une propulsion auxiliaire, avec la coopération de la propulsion hélice-moteur, lors du décollage d'un terrain plat, dans le cas du décollage en vol remarqué pour communiquer au planeur une vitesse égale à la vitesse de l'avion remorqueur, comme un facteur de sécurité pour réduire la perte d'altitude en vol plané ou pour franchir en vol horizontal une certaine, d'ailleurs petite, distance et — enfin — pour augmenter la vitesse du vol horizontal avec la coopération de la propulsion hélice-moteur.

b) Les fusées à poudre peuvent être employées comme un moyen de propulsion sans coopération d'autres propulsions dans le cas du décollage d'un terrain plat et dans le cas du démarrage d'un planeur destiné au vol musculaire, mais dans ces cas les fusées doivent être très grandes.

c) Les fusées à poudre — au moins celles à poudre noire — ne pourront pas être employées en montée, sans égard à ce que le planeur soit muni, ou non, d'un moteur à faible puissance.

d) Il semble que les fusées à poudre présentent des chances de développement considérables, s'il s'agit de la possibilité d'effecteur des parcours sur un motoplaneur à réaction en utilisant les courants d'air thermiques ascendant en cheminée. Dans ce cas, les fusées peuvent — sur de courtes distances — remplacer le groupe hélice-moteur et même avec un meilleur effet, car elles n'altèrent pas les formes du planeur, ni ses qualités aérodynamiques.

L'auteur fait les calculs pour des fusées qui ne sont pas munies des dispositifs auxiliares ayant pour but d'augmenter le rendement de la propulsion par réaction, car le fonctionnement des tels dispositifs, comme la tuyère de Melot ou p. ex. le piston d'air, n'est jusqu'ici pas expliqué théoriquement d'une manière suffisante.

Przegląd treści:

bowca na wysokość przy pomocy rakiety prochowej. X. Start szybowca z silnikiem słabej mocy na wysokość przy pomocy rakiety prochowej. XI. Start szybowca do lotu ciągowego (do holu) przy pomocy rakiety prochowej. XII. Start szybowca z silnikiem słabej mocy do lotu ciągowego (do holu) przy pomocy rakiety prochowej. XIII. Lot poziomy szybowca przy pomocy rakiety prochowej. XIV. Lot poziomy szybowca z silnikiem słabej mocy przy pomocy rakiety prochowej. XV. Lot ślizgowy szybowca przy pomocy rakiety prochowej. XVI. Przelot na termice kominowej przy pomocy rakiet prochowych (motoszybowiec rakietowy). XVII. Tok obliczeń i przykłady obliczeniowe. Zestawienie wyników przykładów obliczeniowych. XVIII. Wnioski. XIX. Zgłoszenie patentowe. Zakończenie. Literatura.

WSTĘP.

Celem niniejszego artykułu jest rozważenie możliwości zastosowania rakiet prochowych w szybownictwie przedewszystkiem jako napędu pomocniczego. W wyniku przeprowadzonych obliczeń zatem otrzymamy wzory na wymiary rakiet t. zn. na ich średnicę i długość. Możliwość użycia rakiety prochowej do danego celu będzie zależała przedwszystkiem właśnie od wymiarów rakiety i jej ciężaru, gdyż wyrób rakiet dużych jest trudny, a pozatem rakiety duże są bardzo ciężkie i bardzo niebezpieczne.

Należy zaznaczyć, że w poniższych rozważaniach nie biorę zupełnie pod uwagę czynnika bezpieczeństwa, choćby z tego powodu, że nie mam żadnych danych pomiarowych w tym kierunku. Czynnik ten jest bezwzględnie bardzo ważny, ważniejszy od innych czynników takich, jak koszt, ciężar, trudność wyrobu i t. p. Na ten fakt zwrócili już uwagę autorzy sowieccy w swoich rozważaniach na temat zastosowania w lotnictwie rakiet prochowych. Jest faktem niezaprzeczonym, że rakiety duże wybuchają łatwiej z powodów, które podaję niżej przy opisie rakiet. Jednakże brak jest praktycznych danych, tyczących się granic bezpieczeństwa w zależności od wymiarów rakiety, rodzaju materjału wybuchowego i t. p.

Na początku wyjaśniam w elementarny sposób działanie napędu rakietowego, biorąc za podstawę zasadę równości pędów. Następnie zajmuję się startem szybowca bez silnika i z silnikiem słabej mocy na płozach względnie na kołach z terenu płaskiego i ze zbocza t. zn. podaję tok obliczenia długości i czasu rozbiegu tudzież wymiarów rakiety. Zaznaczam, że nie chodzi mi w tym wypadku o jak najdokładniejsze obliczenie długości rozbiegu, tylko o porównanie długości rozbiegu bez zastosowania i przy zastosowaniu rakiety. Rozbieg odbywa się albo przy działaniu samego napędu rakietowego, albo przy współdziałaniu napędu rakietowego i śmigło - silnikowego. Dalej obliczam wymiary rakiety w wypadku „zrywowego“ startu lekkiego szybowca, przeznaczonego do lotu mięśniowego, w wypadku startu na wysokość i startu do lotu ciągowego (do holu). W końcu obliczam wymiary rakiety dla lotu poziomego i lotu ślizgowego szybowca.

I. Zasady napędu rakietowego.

1. Zasada równości pędów.

Rozważania w poniższym I. ustępie przeprowadzam przy następujących założeniach:

a) ruch rakiety w rozpatrywanych przedziałach czasu traktuję jako ruch ustalony;

b) nie uwzględniam wpływu przyciągania ziemi. To założenie dlatego mogę uczynić, że chodzi mi specjalnie o rozważania, tyczące się problemów rakietowych w zastosowaniu do lotnictwa. Wystarczy zatem, gdy wezmę pod uwagę tylko siłę pociągową rakiety. Przy ruchu samolotu czy też szybowca siła pociągowa śmigła ewentualnie rakiety pokonuje, jak wiadomo, opór profilowy skrzydeł, opór szkodliwy części nienośnych (zastrzałów, podwozia i t. p.) i opór indukowany. Ten ostatni powstaje na skutek istnienia pewnej prędkości w dół powietrza, opływającego skrzydła. Ta prędkość w dół powoduje zaś skutkiem oddziaływania istnienie siły nośnej, skierowanej do góry i przeciwdziałającej sile przyciągania ziemi. A zatem wystarczy brać pod uwagę tylko siłę pociągową śmigła czy rakiety, dzięki której samolot może się poruszać w powietrzu, a już w tem ujęciu zawarty jest fakt pokonywania siły przyciągania ziemskiego. W rozważaniach ogólnych więc, gdzie biorę pod uwagę siłę pociągową rakiety, nie biorę pod uwagę wpływu przyciągania ziemi;

c) we wzorach, gdzie wchodzi przyśpieszenie, biorę zamiast istotnych przyśpieszeń ich średnie wartości w pewnym przedziale (np. w 1 sek.); uzyskany w ten sposób obraz ruchu zbliża się dość prawdopodobnie do rzeczywistego obrazu ruchu danego ciała;

d) nie biorę pod uwagę oporu środowiska, w którem się dane ciało, pędzone siłą reakcji gazów wylotowych, porusza, dalej nie biorę pod uwagę jakichkolwiek oporów tarcia i t. p.;

e) we wzorach, w których występują pewne zmiany masy poruszającego się ciała, biorę zamiast ciągłej zmiany masy rakiety całkowitą zmianę masy w przedziale 1 sekundy. Przedstawiona w ten sposób zmiana masy zbliża się dość prawdopodobnie — w granicach praktycznych rozważań — do rzeczywistej zmiany masy poruszającego się ciała.

Przy napędzie rakietowym siłą, nadającą ciału przyśpieszenie, jest reakcja gazów wylotowych. Wyobraźmy sobie ciało w kształcie dużego pocisku armatniego, posiadające w tylnej swej części urządzenie do kolejnego zapalania nabojów prochowych (w rodzaju mechanizmu karabinu maszynowego). Gazy z tych nabojów wylatują w tył. Reakcja gazów wylotowych jest siłą, nadającą ciału przyśpieszenie. Oznaczmy:

P = siła wybuchowa naboju rakietowego,
m = masa gazów wylotowych w 1 *sek*,
b_m = przyśpieszenie nadane gazom wylotowym przez siłę wybuchu,
M = masa poruszającego się ciała (np. w naszym wypadku pocisku),
b_M = przyśpieszenie nadane ciału przez reakcję gazów wylotowych.

Przyjmuję, że wewnątrz komory spalinowej rakiety nie zachodzą żadne straty w czasie palenia się naboju. Mamy więc:

$$P = m\, b_m \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (1)$$
$$P = M\, b_M \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (2)$$

$$M b_M = m b_m \quad \ldots\ldots\ldots (3)$$

$$b_M : b_m = m : M \quad \ldots\ldots\ldots (4)$$

Przyśpieszenia są odwrotnie proporcjonalne do mas.

Przyjmując w danym okresie czasu ruch jednostajnie przyśpieszony, możemy napisać:

$$v_m = b_m t \quad \ldots\ldots\ldots (5)$$

$$v_M = b_M t \quad \ldots\ldots\ldots (6)$$

gdzie:

v_m = prędkość bezwzględna gazów wylotowych po czasie „t“,

v_M = prędkość bezwzględna ciała po czasie „t“.

W końcu:

$$M v_M = m v_m \quad \ldots\ldots\ldots (7)$$

Wzór (7) nosi nazwę prawa pędów (impulsów).

2. Masa pozostała rakiety i prędkość pozostałej masy rakiety.

Nazywam ciało, poruszające się na skutek reakcji gazów wylotowych, krótko „rakietą“. Ponieważ w czasie ruchu masa rakiety się zmniejsza, musimy rozważyć, jak się będzie zmieniała prędkość pozostałej masy rakiety.

Wyobraźmy sobie masę „M_0“, poruszającą się z prędkością „V_0“. Ta masa dzieli się nagle pod wpływem jakiejś siły, wewnątrz niej powstałej (np. wybuchu), na 2 części. Siła wybuchu nadaje tym 2 częściom pewne przyśpieszenia, wynikiem których są prędkości, składające się wektorjalnie z przedtem już istniejącą prędkością lotu rakiety. Przyjmuję, że prędkość lotu rakiety i prędkości, nadane przez siłę wybuchu, mają kierunki, leżące na tej samej prostej. Oczywiście, w naszym wypadku jedną część dzielącej się masy będą stanowiły gazy wylotowe, drugą zaś pozostała masa rakiety. Zatem jedna część „M_1“ początkowej masy rakiety poleci dalej w tym kierunku, w którym poruszała się masa początkowa „M_0“, zaś druga część „M_{11}“ zostanie odepchniętą w kierunku przeciwnym. Materjał wybuchowy posiada pewną energję potencjalną, która po spaleniu się jego nada masom „M_1“ i „M_{11}“ prędkości „c_1“ i „c_a“ takie, by iloczyny z mas i prędkości spełniały zasadę równości pędów (7). Jeżeli będzie:

$$M_1 = {}^3/_4\, M_0 \quad \ldots\ldots\ldots (8)$$

$$M_{11} = {}^1/_4\, M_0 \quad \ldots\ldots\ldots (9)$$

to oznaczając:

c_a = prędkość bezwzględna gazów wylotowych, zależna oczywiście od rodzaju materjału wybuchowego i jego składu chemicznego;

c_1 = prędkość bezwzględna masy „M_1“, uzyskana skutkiem reakcji gazów; mamy:

$$c_1 = {}^1/_3\, c_a \quad \ldots\ldots\ldots (10)$$

Istotnie:

$$M_1 c_1 = M_{11} c_a \quad \ldots\ldots (11)$$

$$^3/_4\, M_0\, {}^1/_3\, c_a = {}^1/_4\, M_0 c_a \quad \ldots\ldots (12)$$

$$M_0 c_a = M_0 c_a \quad \ldots\ldots (13)$$

Oznaczam stosunek masy początkowej „M_0“ do masy „M_1“ lecącej po wybuchu dalej w tym samym kierunku przez „q“:

$$q = \frac{M_0}{M_1} \quad \ldots\ldots\ldots (14)$$

Gdy

$$M_1 = {}^1/_2\, M_0 \quad \ldots\ldots (15)$$

lub

$$M_0 = 2\, M_1 \quad \ldots\ldots (16)$$

to

$$q = \frac{M_0}{M_1} = \frac{2\, M_1}{M_1} = 2 \quad \ldots\ldots (17)$$

Masa lecąca dalej jest to różnica masy początkowej i masy odepchniętej. Więc:

$$M_1 = M_0 - M_{11} \quad \ldots\ldots (18)$$

$$q = \frac{M_0}{M_1} = \frac{M_0}{M_0 - M_{11}} \quad \ldots\ldots (19)$$

Masa odepchnięta jest pewną częścią masy początkowej:

$$M_{11} = x M_0 \quad \ldots\ldots (20)$$

Niech

$$x = \frac{1}{y} \quad \ldots\ldots\ldots (21)$$

to:

$$q = \frac{M_0}{M_1} = \frac{M_0}{M_0 - M_{11}} = \frac{M_0}{M_0 - \frac{1}{y} M_0} \quad \ldots (22)$$

$$q = \frac{y}{y-1} \quad \ldots\ldots\ldots (23)$$

Wielkość „y“ wyraża nam, na ile części dzielimy masę początkową „M_0“, zaś wielkość „x“ wyraża nam, jaka część masy M_0 zostaje odepchniętą. Np.:

$y=2$, $x={}^1/_2$, $q={}^2/_1$, ${}^1/_2\, M_0$ zostaje odepchniętą.
$y=3$, $x={}^1/_3$, $q={}^3/_2$, ${}^1/_3\, M_0$ zostaje odepchniętą.
$y=4$, $x={}^1/_4$, $q={}^4/_3$, ${}^1/_4\, M_0$ zostaje odepchniętą.
$y=5$, $x={}^1/_5$, $q={}^5/_4$, ${}^1/_5\, M_0$ zostaje odepchniętą.

Gdy przyjmiemy:

$$q = {}^2/_1 = \frac{M_0}{M_1} \quad \ldots\ldots (24)$$

$$M_1 = \frac{M_0}{2} \quad \ldots\ldots\ldots (25)$$

$$M_{11} = \frac{M_0}{2} \quad \ldots\ldots\ldots (26)$$

to w myśl poprzednich wzorów prędkości, nadane masom „M_1“ i „M_{11}“ skutkiem wybuchu, będą wynosiły „c_a“. Istotnie:

$$M_1 c_1 = M_{11} c_a \quad \ldots\ldots (27)$$

$$\frac{M_0}{2} c_1 = \frac{M_0}{2} c_a \quad \ldots\ldots (28)$$

$$c_1 = c_a \quad \ldots\ldots\ldots (29)$$

Zatem końcowa prędkość masy „M_0“ będzie się przedstawiała wzorem:

$$v_1 = v_0 + c_a \quad \ldots\ldots (30)$$

gdzie:

v_0 = początkowa prędkość rakiety.

Gdy masa „M_1“ znowu się podzieli na 2 równe części, to prędkość końcowa masy lecącej dalej będzie wynosiła:

$$v_2 = v_1 + c_a = v_0 + 2\, c_a \quad \ldots (31)$$

Zatem dla

$$q = {}^2/_1 \quad \ldots\ldots\ldots (32)$$

i pod założeniem, że wartość „q“ jest stałą w czasie lotu danej rakiety, mamy:

$$q = {}^2/_1, \quad x = {}^1/_2, \quad y = 2.$$

$v_1 = v_0 + c_a$; $M_1 = {}^1/_2 M_0$,

$v_2 = v_0 + c_a + c_a = v_0 + 2 c_a$; $M_2 = {}^1/_2 M_0 : 2 = \frac{1}{2^2} M_0$,

$v_3 = v_2 + c_a = v_0 + 3 c_a$; $M_3 = {}^1/_2 M_2 = \frac{1}{2^3} M_0$,

$v_n = v_0 + n c_a$. $M_n = \frac{1}{2^n} M_0$ . . . (33)

Dla: $q = {}^4/_3$, $y = 4$, $x = {}^1/_4$ t. z., że 3 części lecą dalej a jedna część zostaje odepchniętą, mamy:

$$M_1 c_1 = M_{11} c_a \quad \ldots \ldots (34)$$

$${}^3/_4 M_0 c_1 = {}^1/_4 M_0 c_a \quad \ldots \ldots (35)$$

$$c_1 = {}^1/_3 c_a \quad \ldots \ldots (36)$$

$v_1 = v_0 + {}^1/_3 c_a$; $M_1 = {}^3/_4 M_0$,

$v_2 = v_1 + {}^1/_3 c_a = v_0 + {}^2/_3 c_a$; $M_2 = {}^3/_4 M_1 = ({}^3/_4)^2 M_0$,

$v_3 = v_2 + {}^1/_3 c_a = v_0 + {}^3/_3 c_a$; $M_3 = {}^3/_4 M_2 = ({}^3/_4)^3 M_0$,

$v_n = v_0 + \frac{n}{3} c_a$; $M_n = ({}^3/_4)^n M_0$ . . . (37)

Dla: $q = {}^5/_4$, $y = 5$, $x = {}^1/_5$:

$v_n = v_0 + \frac{n}{4} c_a$; $M_n = ({}^4/_5)^n M_0$ . . . (38)

Ogólnie dla:

$$q = \frac{M_0}{M_1} = \frac{y}{y-1} \quad \ldots (23)$$

$$v_n = v_0 + \frac{n}{y-1} c_a \quad \ldots \ldots (39)$$

$$M_n = \left(\frac{1}{q}\right)^n M_0 \quad \ldots \ldots (40)$$

Wielkość „n" w powyższych wzorach wyraża nam ilość dokonanych podziałów, „M_n" końcową masę lecącą dalej, „v_n" prędkość końcową masy „M_n". Z powodu pominięcia wszelkich oporów, ruch w naszym wypadku byłby ruchem jednostajnie przyspieszonym.

Biorąc pewne okresy czasu, np. co sekundę, znając prędkość gazów wylotowych i masę gazów wylotowych w każdej sekundzie, możemy na podstawie wyżej wyprowadzonych wzorów, opierających się na zasadzie równości pędów i przy wyżej podanych założeniach obliczyć prędkość pozostałej masy rakiety. Gdy podziały masy będą się odbywały co sekundę, to wielkość „n" będzie oznaczała ilość sekund, która upłynęła od chwili zapalenia pierwszego naboju, zaś „v_n" będzie oznaczała prędkość po tych „n" sekundach.

3. Siła pociągowa rakiety.

Siłę pociągową rakiety obliczymy ze wzoru (według Sängera, Korta i t. d.):

$$P = \frac{G_s}{g} c_{a\ rz.} \quad \ldots \ldots (41)$$

gdzie:

G_s = ciężar gazów wylotowych, uchodzących z dyszy rakiety w czasie 1 sekundy,

$c_{a\ rz.}$ = prędkość rzeczywista wylotowych gazów u wylotu dyszy,

g = przyśpieszenie ziemskie.

Należy zaznaczyć, że „$c_{a\ rz}$" jest prędkością rzeczywistą gazów wylotowych, liczoną względem ścian dyszy rakiety, jest zatem wielkością stałą, niezależną od stanu położenia samolotu.

II. Materjał pędny rakiety.

1. Podział rakiet.

Ze względu na użycie do napędu rakietowego materjału pędnego stałego lub płynnego, rozróżniamy rakiety prochowe i na paliwo ciekłe. Ze względu na proces palenia, który może się odbywać nieprzerwanie lub w formie wybuchów (eksplozji), rozróżniamy rakiety palące się ciągle i z przerwami. Z powodu łatwości wykonania projektuję do startu szybowca rakiety prochowe. Rakiety prochowe, naładowane jednorazowo, palą się nieprzerwanie, zaś rakiety, ładowane w postaci patronów do komory spalinowej, będą się paliły z przerwami. Mechanizm ładujący będzie przypominał mechanizm karabinu maszynowego. W poniższym projekcie biorę pod uwagę tylko rakiety prochowe, palące się ciągle.

W ogólności rakiety prochowe są łatwiejsze do wykonania, lecz są znacznie cięższe, gdyż energja chemiczno - termiczna materjałów stałych nie dorównuje energji chemiczno - termicznej materjałów ciekłych (w odniesieniu do jednostki ciężaru). Jednakże konstrukcja rakiet na paliwo ciekłe napotyka na duże trudności [2].

2. Własności charakterystyczne materjałów wybuchowych.

Materjały pędne dzielą się na materjały, palące się same, bez pomocy innych materjałów jak tlen, powietrze i t. d., i na materjały, które muszą być otoczone tlenem względnie powietrzem, by mogły się palić. Do pierwszej grupy należą wszelkiego rodzaju materjały wybuchowe, kruszące, prochy strzelnicze, artyleryjskie i t. p., do drugiej benzyna, ciężkie oleje i t. p.

Według [2] własności materjału wybuchowego zależą nie tylko od jego składu chemicznego lecz i od jego przygotowania mechanicznego. Albowiem proch o tym samym składzie chemicznym może się rozmaicie palić, zależnie od postaci, pod którą występuje np. pyłek, ziarenka, płatki, kostki, pręty, rurki i t. d. Rozróżniamy następujące własności charakterystyczne materjału wybuchowego [2]:

a) Wartość opałowa czyli zawartość energji w *kal/kg* względnie w *kgm/kg* daje absolutną siłę materjału wybuchowego. Mierzy się ją w bombie kalorymetrycznej. Tlen potrzebny do spalenia jest już zawarty w materjale wybuchowym.

b) Temperatura wybuchu. Oblicza się ją na podstawie procesów chemicznych; doświadczalnie trudno ją zmierzyć.

c) Właściwa objętość gazów t. z. objętość gazów w litrach przy 0° C i 760 *mm Hg*, która powstaje przy wybuchu 1 *kg* prochu. Oblicza się ją z prawa Avogadry.

d) Objętość wybuchu (eksplozji) w litr. — jest to objętość gazów po wybuchu przy temperaturze wybuchu. Oblicza się ją w *litr/kg* z prawa Gay - Lussac'a.

e) Gęstość naładowania jest to stosunek ilości kilogramów prochu, naładowanego w pewnej przestrzeni, do ilości litrów, wyrażających objętość danej przestrzeni. Gdy naładujemy 1 *kg* prochu do przestrzeni o objętości 1 *l*, to wtenczas gęstość naładowania wynosi 1. Gęstość naładowania zależy od ubicia prochu, od postaci prochu (płatki, ziarnka i t. d.) i nie może być nigdy większą, niż gęstość względnie ciężar właściwy danego prochu, gdyż w tym wypadku bardziej już prochu ubić nie można. Zwykle gęstość naładowania waha się w granicach 0,4—0,85.

f) Ciśnienie wybuchu w *kg* oblicza się z ogólnego równania gazów. Zależy ono od gęstości naładowania.

3. Materjały wybuchowe do celów szybownictwa.

Poniżej podaję wielkości charakterystyczne niektórych prochów według Valier'a [2], Sänger'a [3], Abel'a i Noble'a [4] i Scherschevsky'ego [1]. Pożądanem jest, by gazy wylotowe posiadały dużą prędkość, by zatem materjał pędny posiadał dużą wartość opałową. Równocześnie jednak temperatura gazów wylotowych nie powinna być zbyt wysoką, gdyż lekka łuska rakiety i otaczające ściany komory spalinowej nie będą mogły wytrzymać wysokiej temperatury przez stosunkowo długi czas palenia się naboju rakietowego. Można chłodzić ściany komory spalinowej względnie wstrzykiwać pewne materjały, pochłaniające ciepło, do komory spalinowej [2], lecz w poniższym projekcie rakietowego startu szybowca urządzeń tego rodzaju nie będę brał pod uwagę.

Materjał pędny rakiety, w naszym wypadku proch, powinien się palić wolno a nie wybuchowo. Jest to jedno z najtrudniejszych zadań przy konstrukcji rakiet prochowych, gdyż proch ma tendencję do wybuchowego spalania się. Z pośród rozmaitych rodzajów prochu najlepiej do celów fabrykacji rakiet startowych dla szybowców nadaje się czarny proch o chemicznym składzie: $75\% KNO_3 + 15\% C + 10\% S$. Czarny proch do celów artyleryjskich jest trochę za słaby, jednakże do celów rakietowych jest trochę za silny i musi być osłabiony przez dodanie zmielonego węgla drzewnego [1]). Dalej do tych celów nadają się silniejsze prochy strzelnicze, proch nitroglicerynowy, heksanitroetynowy i t. d. Stettbacher [2] miał otrzymać żelatynę wybuchową o wartości opałowej 1620 *kal/kg* i temperaturze wybuchu $\sim 3200^0$ C z zachowaniem małej prędkości palenia się dzięki dodaniu pewnych składników.

4. Prędkość gazów wylotowych.

Do obliczeń najważniejszą wielkością charakterystyczną jest prędkość gazów wylotowych. Przy założeniu, że sprawność spalania wynosi 100%, wartość opałowa będzie równą energji kinetycznej gazów, otrzymanych ze spalenia 1 kilograma materjału pędnego [5]; zatem:

$$E = \frac{1}{g} \frac{c_{at}^2}{2} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (42)$$

gdzie:

E = wartość opałowa materjału pędnego w *kgm/kg*,

c_{at} = teoretyczna prędkość gazów w *m/sek.*

Z tego:

$$c_{at} = \sqrt{2g}\,\sqrt{E} = 4{,}375\,\sqrt{E} \quad . \; . \; . \quad (43)$$

Wyrażając wartość opałową w *kal/kg*, będziemy mieli:

$$427\,E' = \frac{1}{g} \frac{c_{at}^2}{2} \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (44)$$

gdzie:

E' = wartość opałowa materjału pędnego w *kal/kg*

$$c_{at} = \sqrt{2.427\,g}\,\sqrt{E'} = 91{,}6\,\sqrt{E'} \quad . \; . \quad (45)$$

Według [19] otrzymujemy wzór zgodny z powyższym:

$$c_{at} = 91{,}5\,\sqrt{E'} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (46)$$

Jednakże w czasie palenia się materjału pędnego wystąpią pewne straty spowodowane np. niezupełnem spaleniem, tarciem cząstek gazu o ściany dyszy i t. d. Te wszystkie wewnętrzne straty ujmuje spółczynnik sprawności wewnętrznej, indykowanej. Pewne pomiary tego spółczynnika przeprowadzali prof. Oberth i Goddard. Według Goddard'a dla rakiet prochowych, pracujących z przerwami, spółczynnik ten wynosi:

$$\eta_i = 0{,}465 \div 0{,}644 \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (47)$$

Według Oberth'a dla rakiet na mieszankę benzynową i gaz piorunujący:

$$\eta_i = 0{,}604 \div 0{,}803 \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (48)$$

Przyjmuję za Sängerem:

$$\eta_i = 0{,}7 \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (49)$$

Zatem rzeczywistą prędkość gazów wylotowych obliczymy z wzorów, odpowiadających wzorom (42), (43), (44) i (45):

$$E\,\eta_i = \frac{1}{g} \frac{c_{a\,rz.}^2}{2} \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (50)$$

$$c_{a\,rz.} = \sqrt{2g}\,\sqrt{E\,\eta_i} = 4{,}375 \times 0{,}84\,\sqrt{E} = 3{,}66\,\sqrt{E} \quad (51)$$

$$427\,E'\,\eta_i = \frac{1}{g} \frac{c_{a\,rz.}^2}{2} \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (52)$$

$$c_{a\,rz.} = 91{,}6 \times 0{,}84\,\sqrt{E'} = 77\,\sqrt{E'} \quad . \; . \quad (53)$$

Valier podaje:

$$c_{a\,rz.} = 73\,\sqrt{E'} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (54)$$

Zatem obliczony z tego spółczynnik sprawności wewnętrznej wynosi:

$$\eta_i = 0{,}64 \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (55)$$

Korolew [7] podaje wzór zgodny z (53):

$$c_{a\,rz.} = 91{,}53\,\sqrt{\eta_i\,E'} \quad . \; . \; . \; . \quad (56)$$

$$\eta_i = 0{,}6 \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (57)$$

---

[1]) W czasie pomiarów małych modeli rakietowych, które przeprowadzałem z p. Henrykiem Stankiewiczem, kpt.-pilotem 6 p. lotn., w r. 1935, używałem mieszaniny złożonej nawet z 80% prochu czarnego i 20% węgla. Mieszanina paliła się zupełnie wolno. Prędkość palenia regulowało się odpowiednim procentem węgla drzewnego.

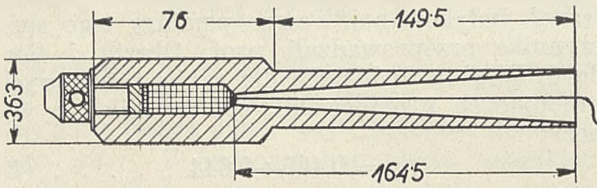
TABELA 1. Wielkości charakterystyczne

Wielkości charakterystyczne	Czarny proch	Proch w postaci płatków	Bezdymny proch nitro-glicer.	Proch do dział dalekonośn.
Wartość opałowa *kal/kg* lub 10^6 *kgm/kg*	638,2—685 *kal/kg*	830 *kal/kg*	1290 *kal/kg*	1400 *kal/kg*
Temperatura wybuchu °C . . .	2770	2400	2900	~ 3300
Właściwa objętość gazów w litr./*kg*	285	290	840	~ 990
Objętość wybuchu w litr./*kg* . .	3177	9008	9763	12957
Ciężar właściwy w *kg*/litr. . .	1,65	1,56	1,64	1,6
Teoretyczna prędkość wylot. gazów w *m/sek*	2420	—	3240	—
Rzeczywista prędkość wylot. gazów w *m/sek*	—	—	—	—

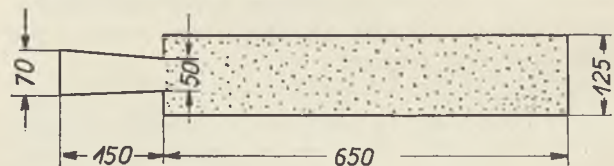
III. Konstrukcja rakiety.

1. Konstrukcja komory spalinowej i dyszy.

Rakieta składa się z komory spalinowej, w której następuje spalenie materjału pędnego, i z dyszy, w której ciśnienie i temperatura gazów zamieniają się na prędkość. Ryc. 1 przedstawia nam poprawnie skonstruowaną rakietę prochową według Goddard'a, zaś ryc. 2 według [7] [2]). Objętość komory spalinowej zależy od ob-



Ryc. 1.
Rakieta prof. Goddard'a.



Ryc. 2.
Rakieta prochowa według Korolew'a.

jętości prochu, użytego do popędu. Ważną rzeczą jest dobranie odpowiednich przekrojów dyszy. Przy złej konstrukcji dyszy może sprawność wewnętrzna rakiety spaść do 2%. Valier twierdzi, że przekroje dyszy można obliczyć z równań termodynamicznych. Jednakże do rozwiązania tych równań konieczną jest znajomość stałej gazowej i wykładnika adjabaty dla poszczególnych gazów wylotowych, ponadto znajomość procesu termodynamicznego, zachodzącego w dyszy wylotowej. Stałe gazowe dla gazów spalinowych z poszczególnych prochów najprawdopodobniej nie są jeszcze dokładnie znane. Co do wykładnika adjabaty, to wprawdzie Valier zaznacza, że jego wartość może się wahać w granicach od 1,2 ÷ 1,6 — obojętne, czy dla materjału płynnego czy stałego — lecz należy stwierdzić, że te granice są za obszerne, by można się na tych wartościach oprzeć. Wykładnik adjabaty również zatem nie jest jeszcze ustalony dla gazów z poszczególnych rodzajów prochu. Wreszcie proces termodynamiczny w dyszy wylotowej może być izotermiczny, politropiczny mniej lub więcej zbliżony do adjabatycznego i tu również brak jakichkolwiek danych dla gazów spalinowych z prochu.

Pozostaje zatem tylko droga eksperymentalna. Głównie będzie chodziło o dobór najodpowiedniejszego najwęższego (szyjnego) przekroju dyszy. Przekrój szyjny za mały spowoduje rozerwanie rakiety, za duży nie da wykorzystania wszystkich możliwości. Drogą doświadczalną szedł prof. Goddard, który uzyskał bardzo ładne wyniki. Przekrój wylotowy dyszy obiera się zwykle 3 ÷ 6 razy większy od przekroju najwęższego. Długość dyszy otrzymuje się wtenczas z warunku, by kąt dyszy wynosił około $7^0 \div 8^0$, gdyż dla tych wartości Goddard uzyskał najlepsze wyniki.

Przy dobrze skonstruowanych dyszach rakiet z nabojami z czarnego prochu można przyjąć $^1/_3$ *kg* siły pociągowej na cm^2 powierzchni palącej się [2]. Tyczy się to zarówno rakiet pełnych jak i z „duszą" (patrz niżej). Oczywiście, że wartość ta może się zmieniać w zależności od dodatków, mających wpłynąć na powolne palenie się [3]). Zatem wzór na siłę pociągową przedstawi się:

$$P = \frac{\pi d^2}{4} \, {}^1/_3 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (58)$$

gdzie:

d = średnica naboju rakietowego.

[2]) Ryc. 1 z [1], ryc. 2 z [7].

[3]) W czasie pomiarów z kpt.-pil. Stankiewiczem otrzymaliśmy 0,20 ÷ 0,30 *kg* z jednego cm^2 przekroju naboju w zależności od procentowej domieszki węgla.

niektórych materjałów wybuchowych.

Kwas pikrynowy	Proch z rakiety okrętowej Coston'a	Proch pistoletowy Nr. 3 Dupont Powder Co.	Bezdymny proch „Infallible" Herc. Powd. Co.	Żelatyna wybuchowa
$0{,}346 \times 10^6$ *kgm/kg*	$0{,}232 \times 10^6$ *kgm/kg*	$0{,}415 \times 10^6$ *kgm/kg*	$0{,}528 \times 10^6$ *kgm/kg*	$0{,}7 \times 10^6$ *kgm/kg*
—	—	—	—	—
—	—	—	—	—
—	—	—	—	—
—	—	—	—	—
2600	2350	2860	3220	3710
—	1600	2290	2434	—

Dla jakiegoś innego materjału należy przy pomocy pomiarów wyznaczyć siłę, jaką można otrzymać z 1 cm^2 przekroju naboju rakietowego. Oznaczając:

k = siła pociągowa rakiety z 1 cm^2 przekroju naboju mamy:

$$P = \frac{\pi d^2}{4} k \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (58\,a)$$

Dla prochu czarnego oczywiście:

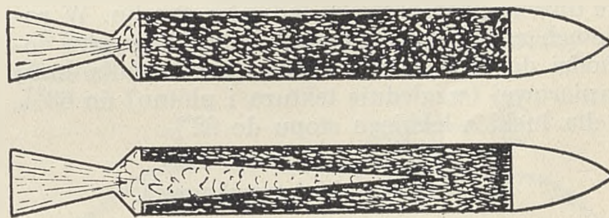
$$k = {}^1/_3 \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (58\,b)$$

2. Zależność siły pociągowej od wewnętrznego ukształtowania naboju rakietowego.

Temperatura palenia się materjału w komorze spalinowej zależy od jego składu chemicznego i konstruktor ma na nią mały wpływ. Natomiast ciśnienie w komorze spalinowej jest zależne od kilku warunków, na które konstruktor może wywrzeć pewien wpływ. W komorze spalinowej armatniej czy karabinowej ciśnienie gazów zależy od gęstości naładowania i innych wielkości charakterystycznych prochu, gdyż taką komorę możemy uważać za zamkniętą ze wszystkich stron. W czasie palenia się naboju rakietowego powyższe wielkości również wywierają pewien wpływ na ciśnienie w komorze spalinowej, jednakże tu ten wpływ jest inny z tego powodu, że jedna strona naboju rakietowego t. z. dysza łączy się zawsze z atmosferą. Natomiast wielki wpływ na to ciśnienie wywiera wielkość i kształt powierzchni palenia się prochu. Należy zaznaczyć, że od ciśnienia w komorze spalinowej zależy prędkość wylotowych gazów a więc i siła pociągowa. Przy tym samym prochu, o takim samym składzie chemicznym, przy tem samem ubiciu prochu można otrzymać dowolną siłę pociągową.

Gdy siła pociągowa ma być stałą w całym okresie palenia się naboju rakietowego, to nabój powinien mieć przekrój cylindryczny (ryc. 3) [4]), gdyż wtenczas powierzchnia palenia się jest zawsze kołem. Gdy siła pociągowa ma być na początku duża a potem mniejszą, który to przebieg palenia się jest zwykle pożądany ze względu na pokonanie bezwładności na początku ruchu, to nabój musi posiadać stożkowy otwór. Dzięki temu powierzchnia palenia się jest na początku duża (pobocznica stożka) a potem stałą (koło). Ten typ rakiet nazywamy rakietami „z duszą".

Przy rakietach pełnych siła pociągowa rośnie z kwadratem średnicy naboju rakiety, zaś czas palenia się jest wprost proporcjonalny do długości naboju rakietowego. W tych rakietach palenie postępuje wzdłuż osi rakiety. Przy rakietach „z duszą" siła pociągowa rośnie z powierzchnią wewnętrznej ściany „duszy" czyli z długością naboju, zaś czas palenia rośnie z grubością ścian naboju rakietowego czyli ze średnicą tego naboju. Palenie w tych rakietach postępuje w kierunku promieniowym.



Ryc. 3.
Rodzaje rakiet prochowych według Valier'a. Rakieta pełna i rakieta z „duszą".

3. Czas palenia się i zależność siły pociągowej od czasu palenia się naboju.

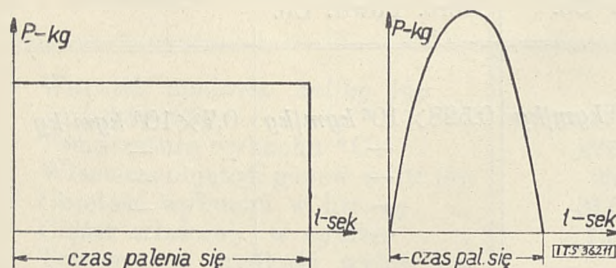
Rakiety pełne mogą się palić do 40 *sek*, dając przez ten czas małą lub średnią siłę pociągową. Rakiety „z duszą" palą się przez krótki czas (2 ÷ 3 *sek*), dając przez ten czas dużą siłę pociągową. Przy tym samym rodzaju materjału pędnego, tem samem ubiciu prochu, przy tej samej prędkości gazów wylotowych i t. p. iloczyn z siły pociągowej i czasu palenia się jest wartością stałą.

$$P t = \text{cons.} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (59)$$

P = siła pociągowa,
t = czas palenia się.

[4]) Ryc. 3 z [2].

Na wykresie 1 i 2 widzimy zależność siły pociągowej od czasu palenia się. Wykresy te zgadzają się z wykresami, podawanemi przez [2] i [20].



Ryc. 4.
Wykres 1. i 2. Zależność siły pociągowej rakiety pełnej i rakiety z „duszą" od czasu palenia się.

4. *Łuska rakiety.*

Do małych rakiet używa się łuski papierowej. Od 40 ÷ 50 *mm* już należy używać łusek metalowych. Co do materjału, to należałoby używać metalu o małem przewodnictwie ciepła, gdyż metal o dużem przewodnictwie ciepła może spowodować ogrzanie całego naboju rakietowego i wybuch. Używa się stali, stopów glinowych i elektronowych. Stal pozwala na stosowanie dużych ciśnień w komorze spalinowej, jednakże w razie wybuchu stanowi duże niebezpieczeństwo. Przy stopach glinowych dla długich rakiet istnieje niebezpieczeństwo tworzenia się i palenia termitu.

Według [2] najlepszym materjałem na łuski są stopy lekkie, gdyż pozwalają one na osiągnięcie dużego procentowego ładunku prochu. W rakietach z łuskami stalowemi ładunek prochu dochodzi do 48% całego ciężaru rakiety, dla łuski papierowej (względnie tektura i płótno) do 63%, a dla łuski z lekkiego stopu do 82%.

5. *Wyrób rakiet prochowych.*

Wyrób większych rakiet prochowych jest rzeczą bardzo trudną. Szybkość palenia się danej masy prochu zależy od powierzchni, objętej przez płomień. Im ta powierzchnia jest większa, tem dana masa prochu szybciej się spali. Proch w postaci dużych, grubych prętów będzie się palił wolniej, niż proch w postaci proszku, gdyż objętość rośnie z 3-ą potęgą zaś powierzchnia z 2-ą potęgą wymiaru linjowego.

Nabój rakietowy powinien być tak silnie ubity, by między poszczególnemi ziarnkami prochu nie było powietrza. W naboju rakietowym niedostatecznie ubitym mamy pewnego rodzaju „ścieżki powietrzne", któremi płomień może się bardzo szybko dostać do miejsca zapalenia aż nawet do samego dna naboju, powodując wybuch. W tym bowiem wypadku cała masa naboju zostaje szybko objętą przez płomień. Tu mamy wyjaśnienie, dlaczego rakiety nawet dobrze wykonane, które były poddane gwałtownym wstrząsom (np. wskutek upadku), wybuchają po zapaelniu. Mianowicie wskutek upadku nabój może popękać i tworzą się w nim „ścieżki powietrzne".

Rakiety małe i średnie do 40 *mm* średnicy można ubijać ręcznie. Rakiety większe wymagają już prasy o dużych ciśnieniach (czasami do 500 kg/cm^2). Gęstość naboju rakietowego dla małych rakiet dochodzi do 1,3, dla dużych do 1,9.

Przy ubijaniu naboju rakietowego dobrze jest mięszać proch np. z alkoholem, wodą, acetonem, żywicą, asfaltem i t. d. celem uzyskania jednolitej masy.

IV. Niektóre dotychczasowe próby i wyniki.

1. *Badania Lippisch'a i Stamer'a.*

A. Lippisch [6] w r. 1928 przeprowadził pewne badania rakietowe w locie na modelach mniejszych i na szybowcu naturalnej wielkości z załogą. Do dyspozycji były następujące rakiety prochowe, dostarczone przez fabrykę pirotechniczną F. W. Sander, Wesermünde:

a) rakieta do popędu modeli:
- rakieta do startu: 75 *kg* siły pociągowej, 3 *sek* czasu palenia,
- rakieta do startu: 175 *kg* siły pociągowej, 3 *sek* czasu palenia,
- rakieta pełna do popędu ciągłego: 5 *kg* siły pociągowej, 30 ÷ 40 *sek* czasu palenia,

b) rakiety do popędu szybowca:
- rakieta do startu: 360 *kg* siły pociągowej, 3 *sek* czasu palenia,
- rakieta do popędu ciągłego: 20 *kg* siły pociągowej, 30 *sek* czasu palenia.

Iloczyn, charakteryzujący wartość rakiety, (59):

$$Pt = \text{cons.} \quad \ldots \ldots \quad (59)$$

wynosił dla powyższych rakiet modelowych 200 ÷ 225 ÷ 525 *kg/sek*, dla rakiet szybowcowych 600 ÷ 1080 *kg/sek*.

Ciężar rakiet wynosił do 6 *kg*; po spaleniu się całego naboju ciężar zmniejszał się do 30%.

Pierwsze badania były przeprowadzane na modelu bezogonowca typu „Storch" (bez załogi). Dalsze badania przeprowadzano na samolocie doświadczalnym typu „Kaczka", w którym zamiast silnika wbudowano 2 rakiety o sile pociągowej 20 *kg*. Start odbywał się przy pomocy liny gumowej i rakiety, gdyż rakieta sama byłaby za słabą. W locie siła pociągowa rakiety pokonywała opory szybowca, tak, że lot mógł być poziomym. Długość lotów dochodziła do 1500 *m*, czas lotów do 80 sekund. Pilotował Fr. Stamer. Rakiety paliły się zupełnie spokojnie i cicho. W czasie jednego z lotów nastąpił wybuch rakiety, na szczęście zupełnie nieszkodliwy, na skutek, jak się okazało, popękania naboju rakietowego przy transporcie koleją. Rakiety zapalał pilot elektrycznie.

Na podstawie tych lotów Stamer dochodzi do następujących wniosków:

a) Komora rakietowa musi być oddzieloną od reszty przestrzeni przegrodą ogniotrwałą.

b) Rakiety należy tak umieścić, by dna rakiet dotykały tej przegrody.

c) W komorze rakietowej nie powinny się znajdować żadne materjały palne.

d) Części opierzenia tylnego względnie skrzydła (przy typie „Kaczka“) powinny być w pobliżu komory rakietowej pokryte materjałem niepalnym.

e) Rakiety należy zapalać po koleji. W razie pewnej nieregularności palenia się rakiety musi być przewidziane urządzenie do krótkiego spięcia wszystkich przewodów.

f) Każda rakieta musi mieć osobną łuskę.

g) Poszczególne rakiety muszą być względem siebie doskonale izolowane.

h) Całe urządzenie elektryczne musi być bardzo starannie wykonane.

2. Model Związku Szybowcowego we Wrocławiu.

Związek modelarski i szybowcowy we Wrocławiu [11] zbudował w 1929 r. model szybowca rakietowego bez załogi o rozpiętości 1,5 *m*. Naboje rakietowe były ładowane do komory w formie patronów (spalanie z przerwami). Model ten wykonał udane loty z lotniska we Wrocławiu. Nic nie wiadomo, czy budowano później szybowce rakietowe naturalnej wielkości.

3. Samolot-szybowiec rakietowy Cattaneo-Piero-Magni.

Firma „Cattaneo - Piero - Magni - Aviazione“, Taliedo, skonstruowała w r. 1931 samolot-szybowiec, przeznaczony do badań rakietowych i do lotów żaglowych, o rozpiętości 24,6 *m* [12], [13]. Wyniki badań nieznane.

4. Głosy sowieckie.

Według zdań sowieckich rakiety prochowe nie znajdą zastosowania do ciągłego popędu samolotów tak z powodu dużego ciężaru jak i z powodu niebezpieczeństwa dla załogi. Duży ciężar rakiet prochowych wynika z małej wartości opałowej prochów w porównaniu z materjałami ciekłemi. Niebezpieczeństwo dla załogi zaś wynika ze skłonności prochów do wybuchowego spalania się. Dalszą wadą tych rakiet jest krótkotrwałość ich działania. Rakiety te mogą być stosowane tylko jako czynnik pomocniczy w celu np. skrócenia długości i czasu rozbiegu przy starcie. Rakietowy napęd przy starcie samolotu ma bardzo duże zalety:

a) ułatwia i umożliwia start przeciążonych samolotów t. zw. o dużem obciążeniu powierzchniowem, gdy ciąg śmigła względnie śmigieł jest niewystarczający do nadania samolotowi szybkości, potrzebnej do oderwania się samolotu od ziemi;

b) ułatwia i umożliwia start ciężkich i dużych samolotów z małych lotnisk, z lotnisk w górskich okolicach, z okrętu nie posiadającego dostatecznie dużego pokładu i t. d.;

c) umożliwia szybkie nabranie pewnej wysokości po starcie celem przeskoczenia pewnych przeszkód np. terenowych i t. d.

Urządzenie komory rakietowej może być tak skonstruowane, by po spaleniu się całego naboju rakietowego łuska wylatywała z komory, co w rezultacie da pewien zysk na ogólnym ciężarze samolotu w locie.

W konkluzji swoich rozważań na temat możliwości zastosowania rakiet prochowych w lotnictwie S. P. Korolew dochodzi do wniosków, że rakiety prochowe mogą znaleść zastosowanie tylko jako czynnik pomocniczy, jako krótkotrwałe źródło dużej siły, koniecznej w danej chwili celem uzyskania dodatkowych przyspieszeń. Natomiast jest zdania, że rakiety prochowe nie znajdują zastosowania jako źródło siły na pewien dłuższy okres czasu tak z powodu dużego ciężaru, jak i z powodu ewentualnego niebezpieczeństwa wybuchu. Wybuch może łatwiej nastąpić i mieć groźniejsze następstwa u rakiet dużych, podczas gdy rakiety małe nie wybuchają tak łatwo i skutki tego wybuchu nie są tak groźne.

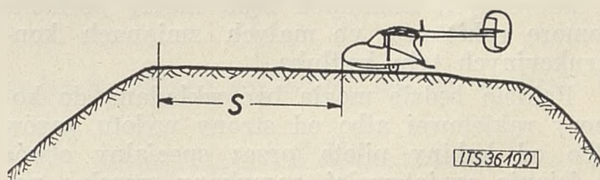
5. Urządzenie startowe Dornier'a.

Firma „Dornier - Metallbauten“, Friedrichshafen, opatentowała na Niemcy urządzenie pomocnicze do startu wodno - samolotów, składające się z rakiet, umieszczonych w dolnej i tylnej części nurni wodno - samolotu. Działanie rakiet zapewnia szybsze oderwanie się wodno - samolotu od powierzchni wody. Rakiety są tak ułożone, że gazy spalinowe wylatują pod powierzchnią wodną, co polepsza ich działanie. Rakiety są wkładane od wnętrza nurni [33].

V. Start szybowca z płaskiego terenu przy pomocy rakiety prochowej.

1. Ustawienie szybowca.

Przyjmuję, że szybowiec jest ustawiony na płaskim grzbiecie, jak na ryc. 5.



Ryc. 5.
Start szybowca z płaskiego terenu.
s = długość rozbiegu.

Zadaniem mojem jest obliczenie długości i czasu rozbiegu. Pod słowem „długość rozbiegu“ rozumiem drogę, jaką szybowiec przebiegnie od chwili zaczęcia ruchu do chwili oderwania się od ziemi. Zatem przy końcu rozbiegu prędkość powinna być tak dużą, by uzyskany wypór skrzydeł był równy ciężarowi szybowca.

Obliczenia przeprowadzam pod następującemi założeniami:

a) W czasie całego rozbiegu ciężar szybowca nie ulega zmianie; zatem nie biorę pod uwagę zmiany ciężaru szybowca skutkiem wypalenia się naboju rakietowego.

b) Nie biorę pod uwagę wpływu oddziaływania ziemi na wielkość sił aerodynamicznych skrzydeł szybowca.

c) Przyjmuję stały kąt natarcia skrzydeł w czasie całego rozbiegu.

d) Przyjmuję spółczynniki „c_x“ i „c_y“ dla całego szybowca za stałe w czasie całego rozbiegu.

e) Przyjmuję, że siły bezwładności startującego szybowca, siła tarcia, siła pociągowa rakiety i siły aerodynamiczne zaczepiają w środku ciężkości szybowca.

f) Przyjmuję, że kierunki sił bezwładności, siły pociągowej rakiety i oporu aerodynamicznego leżą na jednej prostej.

g) Nie biorę pod uwagę tego, czy szybowiec startuje na kołach czy na płozach. Będzie to miało wpływ tylko na wielkość siły tarcia, co można uwzględnić przez odpowiedni dobór spółczynników tarcia kinetycznego i statycznego.

Praktycznie rzecz biorąc, w czasie rozbiegu wystąpi zmiana kąta natarcia a więc i spółczynników „c_x“ i „c_y“, albowiem pilot będzie w czasie rozbiegu manewrował drążkiem sterowym. Jednakże poniżej udowodnię, że zmiany takie praktycznie są bez znaczenia.

Czas palenia się rakiety będzie musiał być większy od czasu rozbiegu t. z. od czasu, w którym szybowiec dotyka ziemi płozami, o kilka sekund, celem posiadania pewnej „rezerwy“.

2. *Wbudowanie rakiety.*

Rakieta będzie musiała być umieszczoną w specjalnej komorze rakietowej w tyle kadłuba. Komorę rakietową należy oddzielić od reszty przestrzeni kadłuba, przegrodą ogniotrwałą. Opierzenie tylne szybowca nie powinno być objęte przez strumień gazów wylotowych. Do popędu rakietowego będą się dobrze nadawać szybowce bezogonowe względnie o specjalnych kształtach (np. I. T. S. VIII), lecz i szybowce o klasycznych kształtach będą mogły posiadać komorę rakietową po małych zmianach konstrukcyjnych tyłu kadłuba.

Rakieta będzie mogła być wkładaną do komory rakietowej albo od strony wylotu gazów albo od kabiny pilota przez specjalny otwór w ścianie ogniotrwałej, zamykany szczelną nakrywą. Zapalanie elektryczne np. przy pomocy małej baterji.

Ważną rzeczą jest odpowiednie umieszczenie rakiety względem środka ciężkości szybowca [10]. Gdy rakieta umieszczona jest za nisko względem środka ciężkości, to siła pociągowa rakiety daje względem tego środka moment, usiłujący obrócić szybowiec przodem do góry czyli zwiększyć kąt natarcia. Przy takiem umieszczeniu rakiety pilot w czasie rozbiegu będzie musiał drążek sterowy lekko „oddać“, by rozbieg odbywał się stale na najlepszym kącie natarcia. Gdy rakieta będzie umieszczona za wysoko, to siła pociągowa rakiety da względem środka ciężkości szybowca moment, usiłujący zmniejszyć kąt natarcia. Pilot w czasie rozbiegu będzie musiał drążek sterowy lekko „ściągać“. Według [20] lepiej jest umieścić rakietę za nisko niż za wysoko, gdyż rakieta umieszczona za wysoko może przy małej nierówności podłoża względnie małym błędzie pilota spowodować „kapotaż“ szybowca.

Najlepiej jest umieścić rakietę tak, by kierunek siły pociągowej przechodził przez środek ciężkości całego szybowca.

3. *Równanie ruchu startującego szybowca.*

Oznaczam:

Q = ciężar całkowity szybowca razem z ciężarem rakiety,
v = szybkość ruchu w czasie rozbiegu (zmienna w czasie rozbiegu),
t = czas rozbiegu,
P_x = opór aerodynamiczny (zmienny w czasie rozbiegu),
T = opór tarcia (zmienny w czasie rozbiegu),
P = siła pociągowa rakiety przyjęta za stałą w czasie całego rozbiegu (z wyjątkiem pierwszej chwili),
P_y = siła wyporu skrzydeł szybowca (zmienna w czasie rozbiegu),
S = powierzchnia nośna skrzydeł szybowca,
μ = spółczynnik tarcia kinetycznego płóz o podłoże, przyjęty za stały w całym czasie rozbiegu,
ϱ = gęstość powietrza (stała, równa $^1/_8$),
i = kąt natarcia,
c_x = spółczynnik oporu całego szybowca, przyjęty za stały dla danego kąta natarcia w czasie całego rozbiegu,
c_y = spółczynnik wyporu całego szybowca, przyjęty za stały dla danego kąta natarcia w czasie całego rozbiegu,
N = nacisk na podłoże,
s = długość rozbiegu,
P_p = siła przyśpieszająca,
p = przyśpieszenie.

Równanie ruchu startującego szybowca w okresie, gdy płozy dotykają podłoża, przedstawi się w postaci:

$$\frac{Q}{g}\frac{dv}{dt} = P - P_x - T \quad . \; . \; . \; . \; (60)$$

Dalej:

$$P_x = c_x \frac{\varrho}{2} S v^2 \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; (61)$$

$$T = \mu N \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (62)$$

Opór tarcia przedstawiam powyższym wzorem bez względu na to, czy tarcie będzie posuwiste czy potoczyste t. z., czy szybowiec będzie startował na płozach czy na kołach.

$$\frac{Q}{g}\frac{dv}{dt} = P - c_x \frac{\varrho}{2} S v^2 - \mu N \quad . \; . \; . \; (63)$$

Nacisk „N“ jest w każdej chwili różnicą między ciężarem samolotu „Q“ a siłą wyporu:

$$N = Q - P_y \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (64)$$

$$P_y = c_y \frac{\varrho}{2} S v^2 \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (65)$$

$$N = Q - c_y \frac{\varrho}{2} S v^2 \quad . \; . \; . \; . \; . \; (66)$$

$$\frac{Q}{g}\frac{dv}{dt} = P - c_x \frac{\varrho}{2} S v^2 - \mu Q + \mu c_y \frac{\varrho}{2} S v^2 \quad . \; (67)$$

$$\frac{Q}{g}\frac{dv}{dt} = (P - \mu Q) + (\mu c_y - c_x)\frac{\varrho}{2} S v^2 \quad . \; . \; (68)$$

lub

$$\frac{Q}{g}\frac{dv}{dt} = (P - \mu Q) - (c_x - \mu c_y)\frac{\varrho}{2} S v^2 \quad . \; . \; (69)$$

4. *Długość rozbiegu.*

Z definicji:

$$\frac{ds}{dt} = v \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (70)$$

mamy:

$$dt = \frac{ds}{v} \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (71)$$

Podstawiamy wartość na „dt" w równanie (68):

$$\frac{Q}{g}\frac{dv}{ds} v = \frac{Q}{g}\frac{d(v^2)}{2\,ds} = (P - \mu Q) + $$
$$+ (\mu c_y - c_x)\frac{\varrho}{2} S v^2 \; . \; . \; . \; . \; . \; (72)$$

lub:

$$ds = \frac{Q}{2g}\,\frac{d(v^2)}{(P - \mu Q) + (\mu c_y - c_x)\frac{\varrho}{2} S v^2} \; . \; . \; (73)$$

Wyrażenie to sprowadza się do wyrażenia:

$$ds = C\frac{dx}{b + ax} \; . \; . \; . \; . \; . \; (74)$$

$$s = C\frac{1}{a}\ln(b + ax) + \text{const.} \; . \; . \; . \; (75)$$

Aby znaleść długość rozbiegu „s" musimy całkować od:

$$v = 0 \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (76)$$

do

$$v = v_u \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (77)$$

gdzie:

v_u = prędkość oderwania się, t. z. prędkość, przy której szybowiec odrywa się od ziemi.

Po wstawieniu granic całkowania wzór na długość rozbiegu przedstawi się:

$$s = \frac{Q}{g}\,\frac{1}{(\mu c_y - c_x)\varrho S} \times$$
$$\times \ln\left|\frac{(P - \mu Q) + (\mu c_y - c_x)\frac{\varrho}{2} S v_u^2}{(P - \mu Q)}\right| . \; (78)$$

Gdy wartość na „dt" podstawimy w równanie (69), to:

$$ds = \frac{Q}{2g}\,\frac{d(v^2)}{(P - \mu Q) - (c_x - \mu c_y)\frac{\varrho}{2} S v^2} \; . \; (73\,\text{a})$$

$$ds = C\frac{dx}{b - ax} \; . \; . \; . \; . \; (74\,\text{a})$$

$$s = C\left(-\frac{1}{a}\right)\ln(b - ax) + \text{const.} \; . \; . \; (75\,\text{a})$$

$$s = \left(-\frac{Q}{g}\,\frac{1}{(c_x - \mu c_y)\varrho S}\right) \times$$
$$\times \ln\left|\frac{(P - \mu Q) - (c_x - \mu c_y)\frac{\varrho}{2} S v_u^2}{(P - \mu Q)}\right| \; (78\,\text{a})$$

Wzoru (78) używamy, gdy

$$(\mu c_y - c_x) > 0$$

zaś wzoru (78 a), gdy

$$(c_x - \mu c_y) > 0.$$

Długość rozbiegu możemy znaleść graficznie. Oznaczmy:

$$\frac{\varrho v^2}{2} = q \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (79)$$

$$\frac{dv}{dt} = p \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (80)$$

Równanie (68) można przedstawić:

$$\frac{Q}{g}\frac{dv}{dt} = (P - \mu Q) + (\mu c_y - c_x) S q \; . \; . \; (81)$$

$$\frac{Q}{g} p = P_p = (P - \mu Q) + (\mu c_y - c_x) S q \; . \; (82)$$

lub $\quad P_p = (P - \mu Q) - (c_x - \mu c_y) S q \; . \; . \; . \; (83)$

gdzie:

P_p = całkowita siła przyspieszająca.

Równanie (72) można przedstawić:

$$\frac{Q}{g}\frac{d(v^2)}{2\,ds} = P_p \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (84)$$

$$ds = \frac{1}{P_p}\,\frac{Q}{g}\,\frac{d(v^2)}{2} \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (85)$$

$$ds = \frac{1}{P_p}\,\frac{Q}{\varrho g}\,\frac{d(v^2)\varrho}{2} \; . \; . \; . \; . \; . \; (86)$$

$$ds = \frac{1}{P_p}\,\frac{Q}{\varrho g}\, d\left(\frac{v^2\varrho}{2}\right) \; . \; . \; . \; . \; (87)$$

$$ds = \frac{1}{P_p}\,\frac{Q}{\varrho g}\, dq \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (88)$$

$$s = \frac{Q}{\varrho g}\int_0^{q_u}\frac{1}{P_p}\, dq \; . \; . \; . \; . \; . \; (89)$$

gdzie:

$$q_u = \frac{\varrho v_u^2}{2} \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (90)$$

oznacza ciśnienie prędkości, przy którem szybowiec może się unieść, gdyż siła nośna stanie się równą ciężarowi szybowca.

Całkę

$$\int_0^{q_u}\frac{1}{P_p}\, dq \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (91)$$

możemy znaleść graficznie, jak na wykresie 3.

Ryc. 6.

Wykres 3. Graficzne znalezienie całki $\int_0^{q_u}\frac{1}{P_p}\,dq$.

Na osi odciętych odmierzam ciśnienie prędkości „q" jako funkcję „v" przy stałej gęstości powietrza „ϱ". Na osi rzędnych odmierzam siły w *kg*. Siła pociągowa rakiety „P" przedstawi się jako prosta równoległa do osi „q". Siła tarcia „μQ" przedstawi się również jako prosta równoległa do osi „q". Siłę tarcia odejmujemy w myśl równania (83) od siły „P" w ten sposób, że podnosimy początek układu z 0 do 0'. Wyrażenie z równania (83):

$$(c_x - \mu c_y) S q = f(q) \quad . \; . \; . \; . \quad (92)$$

przedstawi się jako prosta, wychodząca z początku układu, o spółczynniku kierunkowym:

$$\operatorname{tg} \alpha = (c_x - \mu c_y) S \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (93)$$

Wyrażenie to musimy odjąć od wyrażenia $(P - \mu Q)$. Różnica rzędnych przedstawi więc siłę przyśpieszającą „P_p".

W punkcie „K" siła „P_p" równa się zeru. Dla tego punktu musi:

$$q_K = q_u = \frac{\varrho v_u^2}{2} \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (94)$$

W tym punkcie prędkość szybowca startującego powinna osiągnąć wartość „v_u", by szybowiec mógł się oderwać. Zatem dla tego punktu:

$$P_p = (P - \mu Q) - (c_x - \mu c_y) S q_u = 0 \quad . \; . \quad (95)$$

$$\mu = 0 \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (96)$$

$$P - c_x S q_u = 0 \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (97)$$

$$P = c_x S q_u \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (98)$$

Od punktu „K" począwszy, cała siła pociągowa rakiety idzie na pokonanie oporu szybowca.

Aby całkę (91) znaleść graficznie, kreślimy na wykresie 3 poniżej osi „q" krzywą:

$$\frac{1}{P_p} = f(q) \text{ [5]} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (99)$$

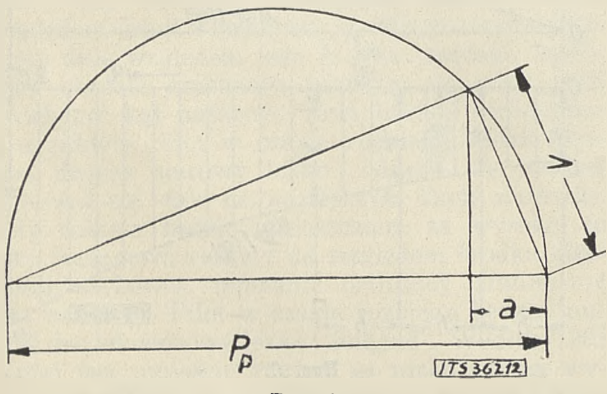
Wystarczy oczywiście znaleść kilkanaście punktów tej krzywej. Powierzchnia zakreskowana pomnożona przez wyrażenie

$$\frac{Q}{\varrho g} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (100)$$

daje nam w myśl wzoru (89) długość rozbiegu.

[5]) Ażeby dla danej wielkości „P_p" znaleść jej odwrotność, można się posłużyć konstrukcją, wynikającą z właściwości trójkąta prostokątnego. Jednostka, tu odmierzona, musi się równać wielkości (w cm względnie w *mm*), przedstawiającej siłę 1 *kg*.

Z wykresu: $P_p : 1 = 1 : a, \quad a = \frac{1}{P_p}$.



Ryc. 7.

Wykres 4. Graficzne znalezienie odwrotności wielkości P_p.

Powierzchnię zakreskowaną możemy albo splanimetrować albo obliczyć wzorem Simpson'a przez podzielenie jej na „$2n$" pasków, o równej skończonej szerokości „h". Wtenczas powierzchnia „F" przedstawi się wzorem:

$$F = \frac{h}{3} (y_0 + 4 y_1 + 2 y_2 + 4 y_3 + 2 y_4 \ldots\ldots + y_{2n}) \quad (101)$$

Ostatecznie długość rozbiegu:

$$s = \frac{Q}{\varrho g} \frac{h}{3} (y_0 + 4 y_1 + 2 y_2 + 4 y_3 + 2 y_4 \ldots\ldots + y_{2n}) \quad (102)$$

Niektórzy autorzy [20] przyjmują, że w czasie rozbiegu prędkość zmienia się linjowo z czasem, czyli ruch jest jednostajnie przyśpieszony. Założenie to jest o tyle słusznem, że wprawdzie opory aerodynamiczne rosną w czasie rozbiegu z kwadratem prędkości, lecz równocześnie i wypór skrzydeł rośnie z kwadratem prędkości, czyli nacisk na podłoże a więc i siły tarcia maleją. Obliczmy długość rozbiegu przy tem założeniu.

Z założenia, że prędkość w czasie rozbiegu jest linjową funkcją czasu, mamy:

$$\frac{v}{v_u} = \frac{t'}{t} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (103)$$

gdzie:

v = prędkość w pewnym punkcie drogi rozbiegu,

t' = czas, jaki upłynął od początku rozbiegu do chwili, w której szybowiec posiada prędkość „v",

v_u = prędkość, przy której szybowiec może się oderwać,

t = czas rozbiegu.

Z wzoru (103):

$$v = v_u \frac{t'}{t} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (104)$$

Ponieważ:

$$v = \frac{ds}{dt'} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (105)$$

$$ds = v \, dt' \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (106)$$

więc:

$$s = \int_0^t v \, dt' = \int_0^t v_u \frac{t'}{t} dt' = \frac{v_u}{t} \int_0^t t' \, dt' \quad (107)$$

$$s = \frac{v_u}{t} \frac{t^2}{2} = 0{,}5 \, t \, v_u \quad . \; . \; . \; . \quad (108)$$

Z warunku równości pędu i popędu mamy:

$$M v_u = \int_0^t P_p \, dt' \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (109)$$

gdzie:

M = masa całego szybowca,

P_p = całkowita siła przyśpieszająca.

Podstawiamy:

$$M = \frac{Q}{g} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (110)$$

$$P_p = (P - \mu Q) + (\mu c_y - c_x) \frac{\varrho v^2}{2} S \quad . \; . \quad (82)$$

Z równania (104):

$$v t = v_u t' \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (111)$$

Różniczkując obustronnie według zmiennych „v" i „t'", mamy:

$$dt' \, v_u = t \, dv \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (112)$$

$$dt' = \frac{t}{v_u} dv \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (113)$$

Po zmianie granic całkowania równanie (109) przedstawi się:

$$\frac{Q}{g} v_u =$$

$$= \int_0^{v_u} \left[(P - \mu Q) \frac{t}{v_u} dv + (\mu c_y - c_x) \frac{\varrho v^2}{2} \frac{t}{v_u} S dv \right] \quad (114)$$

Po całkowaniu:

$$\frac{Q}{g} v_u = (P - \mu Q) t + (\mu c_y - c_x) \frac{\varrho}{2} \frac{t}{v_u} \frac{v_u^3}{3} S \, . \quad (115)$$

Z tego czas rozbiegu:

$$t = \frac{\frac{1}{g} Q v_u}{(P - \mu Q) + (\mu c_y - c_x) \frac{\varrho}{6} v_u^2 S} \, . \quad (116)$$

Wstawiając tę wartość do wzoru (108), otrzymujemy długość rozbiegu przy założeniu ruchu jednostajnie przyspieszonego:

$$s = \frac{\frac{1}{2g} Q v_u^2}{(P - \mu Q) + (\mu c_y - c_x) \frac{\varrho}{6} v_u^2 S} \, . \quad (117)$$

Równanie (117) można w pierwszem obliczeniu uprościć. Mianowicie dla większości szybowców można przyjąć we wstępnym rachunku:

$$(\mu c_y - c_x) = 0 \; ^{6)} \; . \; . \; . \; . \; . \quad (118)$$

$$s = \frac{1}{2} \frac{Q}{g} \frac{v_u^2}{(P - \mu Q)} \; . \; . \; . \; . \quad (119)$$

Najdokładniejsze wyniki da oczywiście wzór ścisły (78) i (78 *a*). Wzory (117) i (119), oparte na przyjęciu stałego przyśpieszenia, dadzą wyniki mniej dokładne, gdyż według Neumarka [24] zmiany przyśpieszenia w czasie rozbiegu mogą dochodzić do 40%. Wzór (117) da jeszcze bardziej znośne wyniki, niż wzór (119), bardzo już uproszczony i możliwy do użycia tylko w pierwszem przybliżeniu. W naszych przykładach zmiany przyśpieszenia będą wynosiły zaledwie jeden do kilka procent. Wzór (117) da wyniki różniące się o około 9% od wyników, otrzymanych z wzoru (78), zaś wzór (119) da różnice około 40÷60%. Jednakże wzór (119) jest bardzo wygodny do użycia w obliczeniach wstępnych.

---

[6]) Z równania (118):

$$\mu = \frac{c_x}{c_y} \, .$$

Otóż dla różnych szybowców wartość $\frac{c_x}{c_y}$ wynosi odpowiednio dla: $i = 0^0$, $\frac{c_y}{c_x}$ $_{max.}$ i $c_{y\,max.}$:

I. T. S. II./a:	0,095,	0,052,	0,083.
I. T. S. IV/b:	0,053,	0,048,	0,067.
I. T. S. VIII:	0,091,	0,057,	0,095.
C. W. 7:	0,125,	0,065,	0,086.
Sokół:	0,062,	0,053,	0,095.
Komar:	0,053,	0,050,	0,113.

Według ustępu V./14. najniższa dopuszczalna wartość na „μ" wynosi 0,1. Nie popełniamy więc dużego błędu, przyjmując we wstępnem obliczeniu:

$$\mu = \frac{c_x}{c_y} \, .$$

5. *Prędkość oderwania się szybowca.*

Znając kąt natarcia, na którym odbywa się rozbieg, i znając spółczynniki „c_x" i „c_y" dla tego kąta natarcia z biegunowej szybowca, możemy łatwo obliczyć prędkość oderwania się szybowca z warunku, że wypór skrzydeł musi się równać ciężarowi szybowca.

$$Q = c_y S \frac{\varrho v_u^2}{2} \; . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (120)$$

$$v_u = \sqrt{2 \frac{Q}{S} \frac{1}{c_y \varrho}} \; . \; . \; . \; . \; . \quad (121)$$

6. *Najkrótszy rozbieg.*

Uważajmy w równaniu (78) wszystkie wielkości za stałe z wyjątkiem wyrażenia:

$$(\mu c_y - c_x) = m \; . \; . \; . \; . \; . \quad (122)$$

Wtenczas równanie (78) można przedstawić w postaci:

$$s = \frac{B}{m} \ln (1 + C m) \; . \; . \; . \; . \; . \quad (123)$$

Widzimy, że aby rozbieg wogóle był możliwy, musi być:

$$(1 + C m) > 1 \; . \; . \; . \; . \; . \quad (124)$$

Szukamy minimum funkcji:

$$s = f(m) \; . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (125)$$

Funkcja ta ma swoje minimum tam, gdzie wyrażenie (122) ma swoje maksimum. Funkcja „m" zależy od kąta natarcia:

$$m = f(i) \; . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (126)$$

Maksimum tej funkcji:

$$\frac{d}{di} (\mu c_y - c_x) = 0 \; . \; . \; . \; . \quad (127)$$

$$\mu \frac{d c_y}{d i} - \frac{d c_x}{d i} = 0 \; . \; . \; . \; . \quad (128)$$

lub:

$$\frac{d c_y}{d c_x} = \frac{1}{\mu} \; . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (129)$$

Zatem funkcja:

$$m = f(i) \; . \; . \; . \; . \; . \quad (126)$$

osiąga swoje maksimum, zaś funkcja:

$$s = f(m) \; . \; . \; . \; . \; . \quad (125)$$

osiąga swoje minimum dla takiego kąta natarcia, dla którego styczna do krzywej biegunowej całego szybowca posiada spółczynnik kierunkowy:

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{1}{\mu} \; . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (130)$$

7. *Poprawka dla prędkości.*

Powyższe wzory na długość rozbiegu były wyprowadzone pod warunkiem, że kąt natarcia w czasie rozbiegu nie ulega zmianie i że szybowiec unosi się w powietrze na tym kącie natarcia. Jednakże praktycznie kąt natarcia będzie się zmieniał. Rozważmy, czy ta zmiana będzie miała duże znaczenie. Oczywiście, trudno jest uwzględnić ciągłą zmianę kąta natarcia w czasie rozbiegu. Zatem w celu uproszczenia zagadnienia, przyjmujemy następujące założenia:

a) zmiana kąta natarcia ma miejsce tuż w chwili oderwania się szybowca od ziemi;

b) zmiana kąta natarcia odbywa się w czasie nieskończenie krótkim.

Założyliśmy powyżej, że rakieta pali się jeszcze jakiś czas po oderwaniu się szybowca od ziemi. Po oderwaniu się szybowca od ziemi cała siła pociągowa rakiety idzie na pokonanie oporu powietrza. Zmieniając kąt natarcia, zmieniamy spółczynnik oporu „c_x". Wychodząc z warunku, że po ustaleniu się nowej prędkości, opór ma być równy sile pociągowej rakiety, możemy wyznaczyć poprawkę dla prędkości.

Tuż po oderwaniu się szybowca od ziemi:

$$P = c_x S \frac{\varrho}{2} v_u^2 \quad \dots \dots (131)$$

gdzie „c_x" odnosi się do kąta natarcia, na którym odbywał się rozbieg.

Tuż po zmianie kąta natarcia:

$$P = c_{xZ} S \frac{\varrho}{2} v_Z^2 \quad \dots \dots (132)$$

gdzie:

c_{xZ} = spółczynnik oporu całego szybowca dla zmienionego kąta natarcia,

v_Z = prędkość po zmianie kąta natarcia.

Z tego:

$$c_x v_u^2 = c_{xZ} v_Z^2 \quad \dots \dots (133)$$

$$v_u = v_Z \sqrt{\frac{c_{xZ}}{c_x}} \quad \dots \dots (134)$$

Ponieważ pilot ściąga drążek sterowy na siebie, więc:

$$v_u > v_Z \quad \dots \dots (135)$$

$$\Delta v = v_u - v_Z = v_Z \left(\sqrt{\frac{c_{xZ}}{c_x}} - 1 \right) \quad \dots (136)$$

Ponieważ zmiany kąta natarcia nie będą zbyt duże i kąty natarcia będą leżały na stromej części biegunowej szybowca, możemy do praktycznych rozważań przyjąć:

$$c_x = c_{xZ} \quad \dots \dots (137)$$

Z tego:

$$\Delta v = 0 \quad \dots \dots (138)$$

Z tego rozważania widać, że można przy rozbiegu pominąć zupełnie swobodnie zmianę kąta natarcia i spółczynnika „c_x".

8. Czas rozbiegu.

Z wzoru (68):

$$dt = \frac{Q}{g} \frac{1}{(P - \mu Q) + (\mu c_y - c_x) \frac{\varrho}{2} S v^2} dv \quad (139)$$

Całkowity czas rozbiegu:

$$t = \frac{Q}{g} \int_0^{v_u} \frac{1}{(P - \mu Q) + (\mu c_y - c_x) \frac{\varrho}{2} S v^2} dv \quad (140)$$

Powyższa całka sprowadza się do całki typu:

$$t = B \int \frac{dx}{a + b x^2} \quad \dots \dots (141)$$

W wyniku całkowania mamy:

$$t = B \frac{1}{\sqrt{ab}} \operatorname{arc\,tg} \left(x \sqrt{\frac{b}{a}} \right) + \text{const.} \quad (142)$$

Po wstawieniu granic całkowania mamy:

$$t = B \frac{1}{\sqrt{ab}} \operatorname{arc\,tg} \left(v_u \sqrt{\frac{b}{a}} \right) - B \frac{1}{\sqrt{ab}} \operatorname{arc\,tg} \left(0 \sqrt{\frac{b}{a}} \right) \quad \dots (143)$$

Ostatecznie:

$$t = \frac{Q}{g} \frac{1}{\sqrt{(P - \mu Q)(\mu c_y - c_x) \frac{\varrho}{2} S}} \times \operatorname{arc\,tg} \left\{ v_u \sqrt{\frac{(\mu c_y - c_x) \varrho S}{2 (P - \mu Q)}} \right\} \quad \dots (144)$$

Gdy użyjemy wzoru (69), to:

$$t = \frac{Q}{g} \int_0^{v_u} \frac{1}{(P - \mu Q) - (c_x - \mu c_y) \frac{\varrho}{2} S v^2} dv \quad (140\,a)$$

$$t = B \int \frac{dx}{a - b x^2} \quad \dots \dots (141\,a)$$

$$t = B \frac{1}{2\sqrt{ab}} \ln \frac{\sqrt{ab} + bx}{\sqrt{ab} - bx} + \text{const.} \quad \dots (142\,a)$$

$$t = \frac{Q}{g} \frac{1}{2\sqrt{(P - \mu Q)(c_x - \mu c_y) \frac{\varrho}{2} S}} \times \ln \left| \frac{\sqrt{(P - \mu Q)(c_x - \mu c_y) \frac{\varrho}{2} S} + (c_x - \mu c_y) v_u}{\sqrt{(P - \mu Q)(c_x - \mu c_y) \frac{\varrho}{2} S} - (c_x - \mu c_y) v_u} \right| \quad (144\,a)$$

Wzoru (144) używamy, gdy

$$(\mu c_y - c_x) > 0$$

zaś wzoru (144 *a*), gdy

$$(c_x - \mu c_y) > 0.$$

Przy założeniu ruchu jednostajnie przyśpieszonego w czasie rozbiegu otrzymujemy wyżej podany wzór na czas rozbiegu:

$$t = \frac{\frac{1}{g} Q \, v_u}{(P - \mu Q) + (\mu c_y - c_x) \frac{\varrho}{6} v_u^2 S} \quad \dots (116)$$

Po przyjęciu we wzorze (116):

$$(\mu c_y - c_x) = 0 \quad \dots (118)$$

mamy:

$$t = \frac{\frac{1}{g} Q \, v_u}{P - \mu Q} \quad \dots \dots (145)$$

Najdokładniejsze wyniki otrzymamy przy pomocy wzoru (144) i (144 *a*). Wzór (116) daje wyniki bardzo mało różniące się od wyników, otrzymanych przy pomocy wzoru (116). Wzór (145) daje wyniki różniące się o około 30% od wyników, otrzymanych przy pomocy wzoru (144), jednakże jest bardzo wygodny w użyciu.

9. Minimum czasu rozbiegu.

Warunkiem minimalnego czasu rozbiegu jest osiągnięcie maksimum przyśpieszenia w każdym okresie ruchu. Przyśpieszenie z równania (82) wynosi:

$$p = \frac{g}{Q} \left\{ (P - \mu Q) + (\mu c_y - c_x) S \frac{\varrho}{2} v^2 \right\}. \quad (82)$$

Uważajmy wszystkie wielkości za stałe zwyjątkiem wyrażenia

$$(\mu c_y - c_x) = m \quad . \; . \; . \; (122)$$

Przyśpieszenie osiągnie maksimum, gdy wyrażenie (122) osiągnie swoje maksimum. Według rozważań w ustępie V/6 wyrażenie (122) osiąga swoje maksimum dla kąta natarcia, dla którego styczna do krzywej biegunowej całego szybowca posiada spółczynnik kierunkowy:

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{1}{\mu} \quad . \; . \; . \; . \; (130)$$

Warunek na minimum czasu rozbiegu pokrywa się z warunkiem na najkrótszy rozbieg.

10. *Siła pociągowa rakiety.*

a) Rakieta z góry dana.

Może się zdarzyć, że będziemy mieli rakietę daną z góry t. zn., że będziemy znali:

siłę pociągową rakiety,
czas palenia się rakiety.

Celem przekonania się, czy ta rakieta będzie się nadawała do naszych celów, musimy sprawdzić, czy przyśpieszenie szybowca w czasie rozbiegu jest odpowiednio duże. Przyśpieszenie za duże wpłyną bardzo ujemnie na organizm załogi, przyśpieszenia za małe mogą spowodować to, że szybowiec oderwie się od ziemi bardzo późno.

Należy obliczyć przyśpieszenia w 2 punktach rozbiegu: na początku rozbiegu, w chwili zapalenia rakiety, i na końcu rozbiegu, w chwili oderwania się szybowca od ziemi.

W chwili zapalenia rakiety mamy z wzoru (82) dla:

$$q = 0 \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (146)$$

$$P_{ps} = (P_s - \mu Q) \; . \; . \; . \; . \; . \; (147)$$

gdzie:

$$p_s = \frac{g}{Q}(P_s - \mu Q) \quad . \; . \; . \; . \; (148)$$

$P_s =$ siła pociągowa rakiety w pierwszej chwili ruchu.

Ściśle rzecz biorąc, należałoby we wzorze (145) za „μ" podstawić wartość spółczynnika tarcia statycznego „μ_s". Zatem:

$$p_s = \frac{g}{Q}(P_s - \mu_s Q) \quad . \; . \; . \; . \; (149)$$

Na końcu rozbiegu, tuż przed oderwaniem się szybowca od ziemi, mamy z (82), wstawiając za „v" wartość „v_u":

$$p_0 = \frac{g}{Q}\left\{(P - \mu Q) + (\mu c_y - c_x)\, S\, \frac{\varrho v_u^2}{2}\right\} \; . \; (150)$$

Oczywiście musi być:

$$p_s > 0 \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (151)$$

$$p_0 > 0 \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (152)$$

Wreszcie należy obliczyć czas rozbiegu z wzoru (116), (144) lub (145). Czas palenia się rakiety powinien być dłuższy trochę od czasu rozbiegu.

b) Obliczenie siły pociągowej rakiety.

Gdy nie mamy rakiety danej z góry, to możemy obliczyć siłę pociągową rakiety rachunkiem przybliżonym. Mianowicie przy przyjęciu:

$$(\mu c_y - c_x) = 0 \quad . \; . \; . \; (118)$$

Równanie (82) przyjmuje postać:

$$\frac{Q}{g} p = (P - \mu Q) \; . \; . \; . \; . \; . \; (153)$$

Z tego:

$$P = \frac{Q}{g} p + \mu Q \quad . \; . \; . \; . \; (154)$$

Znając ciężar danego szybowca, spółczynnik tarcia „μ" i obierając pewną wartość dla „p", możemy obliczyć przybliżoną siłę pociągową rakiety w ruchu szybowca.

Przy ruszeniu z miejsca siła pociągowa rakiety będzie musiała być oczywiście większą. To zwiększenie uzyskamy przez danie na pewnej przestrzeni „duszy" w naboju rakietowym. Siłę pociągową przy ruszeniu z miejsca obliczymy z wzoru (149). Oznaczając ją przez „P_s" mamy:

$$P_s = \frac{Q}{g} p_s + \mu_s Q \quad . \; . \; . \; . \; (155)$$

Dokładny wzór na siłę pociągową otrzymujemy z (82):

$$P = \frac{Q}{g} p + \mu Q - (\mu c_y - c_x)\, S q \; . \; . \; (156)$$

Ponieważ zwykle

$$(\mu c_y - c_x) \geqslant 0 \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (157)$$

więc opuszczając wyrażenie

$$(\mu c_y - c_x)\, S q \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (158)$$

celem otrzymania wzoru (154), popełniamy błąd na korzyść, gdyż otrzymujemy siłę za dużą.

11. *Przyśpieszenie szybowca.*

Przyśpieszenia szybowca nie powinny być zbyt wysokie. Według [5], [15], [16], [17], [18] można dojść do:

$$p = 4\, g \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (159)$$

Według [20] można dopuścić:

$$p = 3\, g - 5\, g \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (160)$$

Według danych Z. F. M. przyśpieszenia $5\,g$ są dopuszczalne dla samolotów wojskowych, $3\,g$ dla samolotów turystycznych, sportowych, pasażerskich i t. p.

Przyśpieszenie szybowca w czasie rozbiegu jest najczęściej zmienne. Według Neumarka zmiany przyśpieszenia dochodzą do 40%. Przyśpieszenie na początku rozbiemu obliczyć możemy z przybliżonego wzoru (153):

$$p = \frac{g}{Q}(P - \mu Q) \; . \; . \; . \; . \; . \; (161)$$

Wzór (153) nie uwzględnia sił aerodynamicznych, które na początku rozbiegu nie mają dużego znaczenia, lecz w miarę wzrostu prędkości stają się coraz większe, wywierając bardzo duży niekiedy wpływ na zmianę przyśpieszenia. Przy wstępnem obliczeniu, w celu zorjentowania się co do pewnych wielkości charakterystycznych rozbiegu, możemy uważać przyśpieszenie „p" z wzoru (161) za stałe w czasie całego rozbiegu i możemy je przedstawić jako funkcję długości rozbiegu. Mianowicie z wzorów na ruch jednostajnie przyśpieszony:

$$s = {}^1\!/_2\, p\, t^2 \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (162)$$

$$v_u = p\, t \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (163)$$

$$t = \frac{v_u}{p} \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (164)$$

$$s = \frac{1}{2}\frac{v_u^2}{p} = \frac{1}{2}\frac{v_u^2}{\frac{g}{Q}(P-\mu Q)} \quad . \; . \; (165)$$

Wzór (165) zgodny z wzorem (119).

Wyrażając:

$$p = f(v_u) \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; (166)$$

mamy:

$$p = \frac{1}{2}\frac{v_u^2}{s} \quad . \; . \; . \; . \; . \; (167)$$

Na wykresie 5 mamy przedstawioną zależność (166) dla rozmaitych długości rozbiegu. Przyśpieszenie „p" jest wyrażone jako wielokrotność przyśpieszenia ziemskiego. Z wykresu tego możemy odczytać przyśpieszenie, jakie rakieta musi nadać szybowcowi, by ten po pewnej długości rozbiegu „s" mógł się oderwać od ziemi przy danej prędkości „v_u". Odwrotnie, znając „v_u", przyjmując dopuszczalne „p", można odczytać przybliżoną długość rozbiegu „s".

Ruch w czasie rozbiegu jest jednostajnie przyśpieszony.

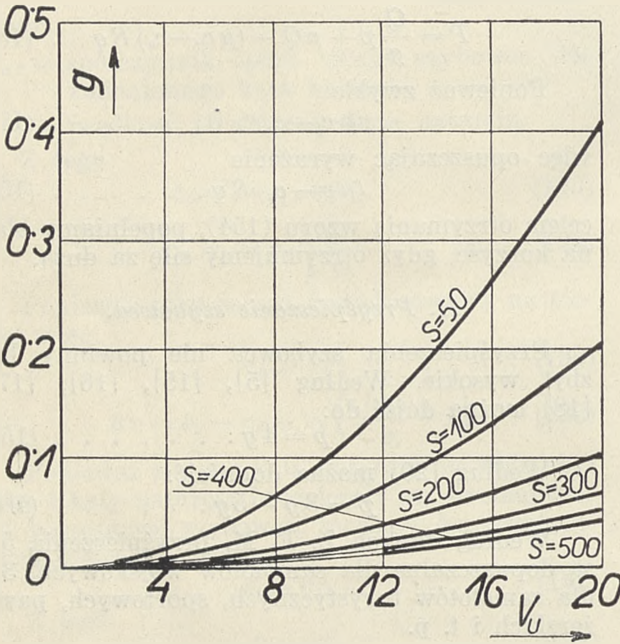
Spółczynnik ten jest zwykle dodatni dla maszyn motorowych; oczywiście, wtenczas zamiast „P" we wzorze (167 a) mamy wielkość ciągu śmigła; jedynie wtedy, gdy płatowiec ma szczególnie dobrą biegunową a jednocześnie spółczynnik tarcia jest bardzo duży, co właśnie będzie miało miejsce w przypadku startu szybowca, możemy otrzymać dla „β" wartość ujemną.

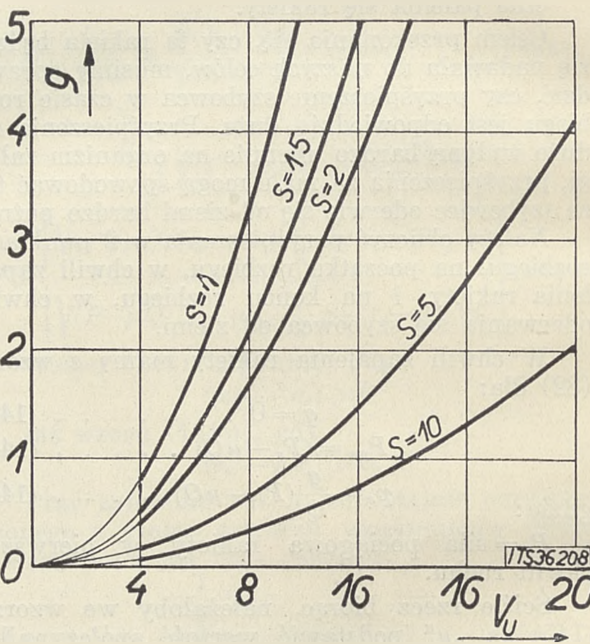
Według [24] dla maszyn motorowych:

$$-0{,}2 < \beta < 0{,}4 \quad . \; . \; . \; . \; (167\,d)$$

Ponieważ spółczynniki tarcia dla szybowca zaopatrzonego w płozy są znacznie większe niż dla maszyny motorowej, zaopatrzonej w koła, należy się spodziewać, że przy starcie szybowców na płozach:

$$\beta < -0{,}2 \quad . \; . \; . \; . \; . \; (167\,e)$$





Ryc. 8.
Wykres 5. Funkcja $p=f(v_u)$ dla różnych „s".

W niektórych, powyżej podanych, wzorach przyjmywaliśmy na przyśpieszenie wartość średnią, czyli uważaliśmy przyśpieszenie za stałe, w czasie rozbiegu. Można się przekonać, o ile wartość przyśpieszenia zmienia się w czasie rozbiegu. Mianowicie Neumark [24] wprowadza pewien „spółczynnik zmian przyśpieszenia" przy starcie, który w naszym przypadku przybierze postać:

$$\beta = \left(\frac{c_x - \mu c_y}{c_y}\right) : \left(\frac{P}{Q} - \mu\right) \quad . \; . \; (167\,a)$$

Aby start wogóle był możliwy, musi być zawsze:

$$\beta < 1 \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; (167\,b)$$

O ile „β" jest dodatnie, to przyśpieszenie maleje w czasie rozbiegu, w przeciwnym razie wzrasta. Dla:

$$\beta = 0 \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; (167\,c)$$

Ponieważ „β" daje nam wielkość zmiany przyśpieszenia, więc przyśpiesznie przy końcu rozbiegu w chwili oderwania się szybowca będzie wynosiło:

$$p_0 = (-\beta)\,p + p \quad . \; . \; . \; . \; (167\,f)$$

12. Średnica naboju rakietowego.

Średnicę naboju rakietowego znajdziemy z wzoru (58 a). Mianowicie:

$$d = \sqrt{4P\frac{1}{k\pi}} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (168)$$

Wstawiając za „P" wartość z (154), mamy:

$$d = \sqrt{4\left(\frac{Q}{g}\,p + \mu Q\right)\frac{1}{k\pi}} \quad . \; . \; . \; (169)$$

Dla prochu czarnego mamy:

$$d = \sqrt{4P\frac{3}{\pi}} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (170)$$

względnie: $$d = \sqrt{4\left(\frac{Q}{g}p + \mu Q\right)\frac{3}{\pi}} \quad . . . . (171)$$

Wyliczona w ten sposób średnica naboju rakietowego musi leżeć w granicach możliwości dostarczenia rakiety przez fabrykę materjałów wybuchowych a więc do $\sim$ 15 *cm*.

13. Ciężar pełnego naboju rakietowego.

Nabój rakietowy będzie posiadał „duszę", celem otrzymania dużej siły pociągowej na początku ruchu. Zatem nabój będzie się składał z 2 części: z „duszy" i z pełnego naboju. „Dusza" będzie służyła do uzyskania dużej siły w pierwszej chwili ruchu i nie biorę jej pod uwagę w czasie całego rozbiegu szybowca. W czasie rozbiegu będzie się palił „pełny" nabój rakietowy (ryc. 5). Ciężar pełnego naboju rakietowego wyliczymy w następujący sposób:

Ciężar gazów wylotowych w czasie 1 sekundy otrzymamy z wzoru (41):

$$G_s = P\frac{g}{c_{a\ rz.}} \quad . . . . . . (172)$$

Czas palenia się rakiety musi być dłuższy o parę sekund (3÷5) od czasu rozbiegu. Zatem ciężar pełnego naboju rakietowego „G":

$$G = G_s(t + 3 \div 5) \quad . . . . (173)$$

14. Długość pełnego naboju rakietowego.

Oznaczając:

l = długość pełnego naboju rakietowego,

γ = ciężar właściwy materjału wybuchowego,

mamy: $$G = G_s(t + 3 \div 5) = \frac{\pi d^2}{4} l\gamma \quad . . (174)$$

Z tego: $$l = \frac{4\,G}{\pi\,d^2\,\gamma} \quad . . . . (175)$$

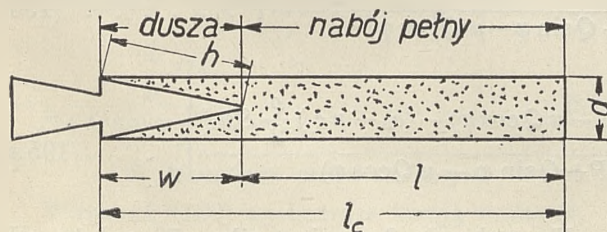
$$l = \frac{4\,G_s(t + 3 \div 5)}{\pi\,d^2\,\gamma} \quad . . . . (176)$$

Wstawiając (172):

$$l = \frac{4\,P\,g\,(t + 3 \div 5)}{\pi\,d^2\,c_{a\ rz.}\,\gamma} \quad . . . . (177)$$

15. Długość „duszy".

Na początku ruchu musimy otrzymać siłę pociągową „P_s" według wzoru (155). „Dusza"



Ryc. 9.
Podłużny przekrój rakiety prochowej.

naboju rakietowego ma kształt stożka. Powierzchnia pobocznicy tego stożka pomnożona przez spółczynnik „k" z ustępu III/1 da nam siłę pociągową rakiety w pierwszej chwili rozbiegu. Chodzi o obliczenie wymiaru „w" z ryciny (9).

Zatem:

$$P_s = F k \quad . . . . (178)$$

$$F = d\pi\frac{h}{2} \quad . . . . . . (179)$$

Z powodu niewielkich rozmiarów średnic używanych rakiet można przyjąć:

$$w = \sim h \quad . . . . . . (180)$$

Zatem: $$\frac{Q}{g}p_s + \mu_s Q = d\pi\frac{w}{2}k \quad . . . (181)$$

$$w = 2\left(\frac{Q}{g}p_s + \mu_s Q\right)\frac{1}{d\pi}\frac{1}{k} \quad . . (182)$$

$$w = 2\,P_s\frac{1}{d\pi}\frac{1}{k} \quad . . . . (183)$$

Dla prochu czarnego:

$$w = 2\left(\frac{Q}{g}p_s + \mu_s Q\right)\frac{3}{d\pi} \quad . . . (184)$$

$$w = 2\,P_s\frac{3}{d\pi} \quad . . . . (185)$$

16. Całkowita długość naboju rakietowego.

Całkowita długość „l_c":

$$l_c = l + w \quad . . . . . . (186)$$

17. Ciężar całej rakiety.

Ciężar ładunku prochu składa się z ciężaru pełnego naboju rakietowego i ciężaru prochu około „duszy". Zatem ciężar całego ładunku prochu „G_c":

$$G_c = \frac{\pi d^2}{4}\left(l + \frac{2w}{3}\right)\gamma \quad . . . (187)$$

Ciężar całej rakiety otrzymamy na podstawie rozważań w ustępie III/4. Mianowicie w zależności od materjału na łuski ciężar naboju rakietowego wynosi 48% ÷ 82% ciężaru całej rakiety. Zatem ciężar całej rakiety „G_r":

dla łuski stalowej: $$G_r = \frac{100}{48}G_c \quad . . (188)$$

dla łuski tekturowej: $$G_r = \frac{100}{63}G_c \quad . . (189)$$

dla łuski z lekkiego stopu: $$G_r = \frac{100}{82}G_c \quad . . (190)$$

18. Spółczynniki tarcia.

Brak jest dotychczas szczegółowych danych, tyczących się wielkości spółczynników tarcia płóz szybowców o podłoże. Dlatego musimy zaczerpnąć te dane z innej dziedziny.

Według [21], [22], [23] spółczynniki tarcia przedstawiają się następująco:

Drewno na kamieniu, żwirze	$\mu_s = 0{,}46 \div 0{,}60$	$\mu = 0{,}3 \div 0{,}1$
Sanki o płozach drewnianych na kamienistej drodze — płozy suche	—	$\mu = 0{,}38$
Sanki o płozach drewnianych na kamienistej drodze — płozy powleczone mydłem	—	$\mu = 0{,}15$
Sanki o płozach drewnianych na kamienistej drodze — płozy powleczone talkiem	—	$\mu = 0{,}07$
Sanki o płozach drewnianych na śniegu	—	$\mu = 0{,}035$

Przy zastosowaniu do startu kół spółczynniki te ulegną zmniejszeniu.

Według [24] materjał doświadczalny, tyczący się spółczynnika tarcia kół samolotu o podłoże, nie jest dotychczas wystarczający. Blenk przyjmuje jako wartość typową 0,1, co niewątpliwie jest liczbą dość wygórowaną. Brissot podaje przesadnie małą wartość 0,03. Zdaje się, że w przeciętnych warunkach najlepiej przyjmować dla kół „μ" od 0,05 do 0,08.

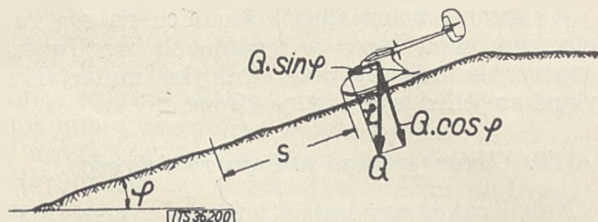
W moich obliczeniach przykładowych ze względu na pewność będę zawsze przyjmował większe spółczynniki tarcia bez względu na to, czy szybowiec będzie startował na kołach czy na płozach.

VI. Start szybowca ze zbocza przy pomocy rakiety prochowej.

1. Ustawienie szybowca.

Przyjmuję, że szybowiec jest ustawiony na zboczu, zawierającem z poziomem kąt „φ" (ryc. 10).

Zadaniem mojem jest obliczenie długości i czasu rozbiegu. Założenia, poczynione w ustępie V, tu również zachowują ważność. Ponadto zakładam, że kąt „φ" jest stały na całej długości „s".



Ryc. 10.
Start szybowca ze zbocza. s = długość rozbiegu.

2. Wbudowanie rakiety.

Jak w ustępie V/2.

3. Równanie ruchu startującego szybowca.

Równania, wyprowadzone powyżej w ustępie V, w przypadku startu ze zbocza o tyle ulegną zmianie, że zmieni się siła, nadająca ruch całemu szybowcowi, i nacisk na podłoże. A zatem równania (60)÷(69) przybiorą postać:

$$\frac{Q}{g}\frac{dv}{dt} = P + Q\sin\varphi - P_x - T \quad . \; . \; (191)$$

$$T = \mu N = \mu(Q\cos\varphi - P_y) \quad . \; (192)$$

$$\frac{Q}{g}\frac{dv}{dt} = (P + Q\sin\varphi - \mu Q\cos\varphi) + (\mu c_y - c_x)\frac{\varrho}{2}Sv^2 \quad . \; . \; . \; . \; (193)$$

$$\frac{Q}{g}\frac{dv}{dt} = (P + Q\sin\varphi - \mu Q\cos\varphi) - (c_x - \mu c_y)\frac{\varrho}{2}Sv^2 \quad . \; . \; . \; . \; (194)$$

4. Długość rozbiegu.

Równanie (78) przyjmuje postać dla $(\mu c_y - c_x) > 0$:

$$s = \frac{Q}{g}\frac{1}{(\mu c_y - c_x)\varrho S} \times \ln\left\{\frac{(P + Q\sin\varphi - \mu Q\cos\varphi) + (\mu c_y - c_x)\frac{\varrho}{2}Sv_u^2}{(P + Q\sin\varphi - \mu Q\cos\varphi)}\right\} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; (195)$$

Dla $(c_x - \mu c_y) > 0$ wzór (78a) przejdzie na:

$$s = \left(-\frac{Q}{g}\frac{1}{(c_x - \mu c_y)\varrho S}\right) \times \ln\left\{\frac{(P + Q\sin\varphi - \mu Q\cos\varphi) - (c_x - \mu c_y)\frac{\varrho}{2}Sv_u^2}{(P + Q\sin\varphi - \mu Q\cos\varphi)}\right\} \quad . \; . \; . \; . \; (195a)$$

Równanie (82) i (83):

$$P_p = (P + Q\sin\varphi - \mu Q\cos\varphi) + (\mu c_y - c_x)Sq \quad (196)$$

$$P_p = (P + Q\sin\varphi - \mu Q\cos\varphi) - (c_x - \mu c_y)Sq. \quad (197)$$

Równanie (89):

$$s = \frac{Q}{\varrho g}\int_0^{q_u}\frac{1}{P_p}\,dq \quad . \; . \; . \; . \; . \; (198)$$

Na wykresie 3 zamiast siły „P" należy odmierzyć siłę:

$$(P + Q\sin\varphi), \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; (199)$$

zaś zamiast siły „μQ" siłę:

$$\mu Q\cos\varphi. \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (200)$$

Pozatem na wykresie 3 nie będą miały miejsca żadne istotne zmiany. Wzór (102) będzie miał tę samą postać:

$$s=\frac{Q}{\varrho g}\,\frac{h}{3}(y_0+4y_1+2y_2+4y_3+2y_4\ldots y_{2n}) \quad (201)$$

Wzory (116), (117) i (119) przejdą na:

$$t=\frac{\frac{1}{g}\,Q v_u}{(P+Q\sin\varphi-\mu\,Q\cos\varphi)+(\mu c_y-c_x)\frac{\varrho}{6}v_u^2 S} \quad (202)$$

$$s=\frac{\frac{1}{2g}\,Q v_u^2}{(P+Q\sin\varphi-\mu\,Q\cos\varphi)+(\mu c_y-c_x)\frac{\varrho}{6}v_u^2 S} \quad (203)$$

$$s=\frac{1}{2}\,\frac{Q}{g}\,\frac{v_u^2}{P+Q\sin\varphi-\mu\,Q\cos\varphi}\,\ldots\ldots \quad (204)$$

5. Prędkość oderwania się szybowca.

Równanie (121) zachowuje swoją ważność.

6. Najkrótszy rozbieg.

Równanie (130) zachowuje swoją ważność.

7. Poprawka dla prędkości.

Przyjmuję, że wynosi ona zero.

8. Czas rozbiegu.

Wzory (144), (116) i (145) przybiorą postać:

$$t=\frac{Q}{g}\,\frac{1}{\sqrt{(P+Q\sin\varphi-\mu\,Q\cos\varphi)\,(\mu c_y-c_x)\,\frac{\varrho}{2}\,S}}\times$$

$$\times\operatorname{arc\,tg}\left\{v_u\sqrt{\frac{(\mu c_y-c_x)\,\varrho S}{2\,(P+Q\sin\varphi-\mu\,Q\cos\varphi)}}\right\} \quad (205)$$

dla $(\mu c_y-c_x)>0$.

Gdy $(c_x-\mu c_y)>0$, to:

$$t=\frac{Q}{g}\,\frac{1}{2\sqrt{(P+Q\sin\varphi-\mu\,Q\cos\varphi)\,(c_x-\mu c_y)\,\frac{\varrho}{2}\,S}}\times$$

$$\times\ln\left\{\frac{\sqrt{(P+Q\sin\varphi-\mu\,Q\cos\varphi)\,(c_x-\mu c_y)\,\frac{\varrho}{2}\,S}+(c_x-\mu c_y)\,v_u}{\sqrt{(P+Q\sin\varphi-\mu\,Q\cos\varphi)\,(c_x-\mu c_y)\,\frac{\varrho}{2}\,S}-(c_x-\mu c_y)\,v_u}\right\}\ldots\ldots\ldots \quad (205\,a)$$

$$t=\frac{\frac{1}{g}\,Q v_u}{(P+Q\sin\varphi-\mu\,Q\cos\varphi)+(\mu c_y-c_x)\frac{\varrho}{6}\,v_u^2\,S} \quad (202)$$

$$t=\frac{\frac{1}{g}\,Q v_u}{P+Q\sin\varphi-\mu\,Q\cos\varphi}\,\ldots\ldots\ldots\ldots \quad (206)$$

9. Minimum czasu rozbiegu.

Warunek (130) zachowuje swoją ważność.

10. Siła pociągowa rakiety.

a) R a k i e t a z g ó r y d a n a.

Wzory (147)÷(150) przyjmują postać:

$$P_{ps}=(P_s+Q\sin\varphi-\mu\,Q\cos\varphi)\,\ldots\ldots \quad (207)$$

$$p_s=\frac{g}{Q}\,(P_s+Q\sin\varphi-\mu\,Q\cos\varphi)\,\ldots\ldots \quad (208)$$

$$p_s=\frac{g}{Q}\,(P_s+Q\sin\varphi-\mu_s\,Q\cos\varphi)\,\ldots\ldots \quad (209)$$

$$p_0=\frac{g}{Q}\left\{(P+Q\sin\varphi-\mu\,Q\cos\varphi)+\right.$$

$$\left.+(\mu c_y-c_x)\,S\,\frac{\varrho\,v_u^2}{2}\right\}\ldots\ldots \quad (210)$$

Warunki (151) i (152) zachowują swoją ważność.

b) O b l i c z e n i e s i ł y p o c i ą g o w e j r a k i e t y.

Wzór (154) i (155):

$$P=\frac{Q}{g}\,p-Q\sin\varphi+\mu\,Q\cos\varphi\quad\ldots \quad (211)$$

$$P_s=\frac{Q}{g}\,p_s-Q\sin\varphi+\mu_s\,Q\cos\varphi\,\ldots \quad (212)$$

11. Przyspieszenie szybowca.

Wzór (161) przybierze postać:

$$p=\frac{g}{Q}\,(P+Q\sin\varphi-\mu\,Q\cos\varphi)\ldots \quad (213)$$

Wzór (167) i wykres 5 pozostają bez zmiany. Podobnie wzory (167 a)÷(167 f).

12. Średnica naboju rakietowego.

Wzory (168) i (170) pozostają bez zmiany, zaś (169) i (171):

$$d=\sqrt{4\left(\frac{Q}{g}\,p-Q\sin\varphi+\mu\,Q\cos\varphi\right)\frac{1}{k\pi}}. \quad (214)$$

$$d=\sqrt{4\left(\frac{Q}{g}\,p-Q\sin\varphi+\mu\,Q\cos\varphi\right)\frac{3}{\pi}}. \quad (215)$$

13. Ciężar pełnego naboju rakietowego.

Wzory (172) i (173) pozostają bez zmiany.

14. Długość pełnego naboju rakietowego.

Wzory (175), (176) i (177) pozostają bez zmiany.

15. Długość „duszy".

Wzory (183) i (185) pozostaną bez zmiany, zaś wzory (182) i (184):

$$w=2\left(\frac{Q}{g}\,p_s-Q\sin\varphi+\mu_s\,Q\cos\varphi\right)\frac{1}{d\pi}\,\frac{1}{k} \quad (216)$$

$$w=2\left(\frac{Q}{g}\,p_s-Q\sin\varphi+\mu_s\,Q\cos\varphi\right)\frac{3}{d\pi}.\;. \quad (217)$$

16. Całkowita długość naboju rakietowego i ciężar całej rakiety.

Wzory (186), (187), (188), (189) i (190) pozostają bez zmiany.

VII. Start szybowca ze słabym silnikiem z terenu płaskiego przy pomocy rakiety prochowej.

1. Ustawienie szybowca.

Przyjmuję, że szybowiec jest ustawiony na płaskim terenie. Szybowiec jest zaopatrzony w silnik słabej mocy i w rakietę prochową. Mogą tu zajść następujące przypadki:

1. przypadek. Silnik jest w ten sposób dobrany, że wystarcza do lotu poziomego na kącie największej doskonałości i posiada pewien mały nadmiar mocy. W tym przypadku może się zdarzyć, że moc silnika nie wystarczy do pokonania oporów tarcia w czasie rozbiegu i że będzie trzeba użyć rakiety prochowej. W czasie rozbiegu silnik i rakieta działają równocześnie.

2. przypadek. Silnik jest w ten sposób dobrany, że wystarcza w zupełności do pokonania oporów całego rozbiegu. Rakieta będzie służyła tylko do skrócenia długości i czasu rozbiegu.

3. przypadek. Silnik jest w ten sposób dobrany, że wystarcza w zupełności do pokonania oporów całego rozbiegu za wyjątkiem pierwszej chwili ruchu, t. zn. że ciąg śmigła nie wystarcza do pokonania tarcia statycznego. Wskazanem będzie użycie małej rakiety prochowej, działającej w pierwszej chwili ruchu.

Zadaniem mojem jest obliczenie długości i czasu rozbiegu. Dalsze założenia jak w ustępie V/1.

2. Wbudowanie rakiety.

Jak w ustępie V/2.

3. Ciąg śmigła, minimalna i całkowita moc silnika.

Oznaczam:

F_0 = ciąg śmigła w miejscu bez uwzględnienia nadmiaru mocy.

F = ciąg śmigła w ruchu szybowca.

f = stały spółczynnik, posiadający wymiar powierzchni.

c_s = stały spółczynnik oderwany, zależny od charakterystyk śmigła i od stosunku powierzchni śmigła do powierzchni nośnej.

F_p = ciąg śmigła w locie poziomym na kącie największej doskonałości.

c_{x_0} = spółczynnik oporu całego szybowca dla kąta natarcia największej doskonałości.

c_{y_0} = spółczynnik wyporu całego szybowca dla kąta natarcia największej doskonałości.

v_p = szybkość lotu poziomego na kącie natarcia największej doskonałości.

η = sprawność śmigła. Spółczynnik ten jest zmienny w czasie rozbiegu.

N_p = moc silnika, potrzebna do lotu poziomego na kącie największej doskonałości.

N_c = moc silnika całkowita, nominalna.

a = spółczynnik, określający nadmiar mocy.

F_0 = ciąg śmigła w miejscu z uwzględnieniem nadmiaru mocy.

Należy zaznaczyć, że poniższe obliczenia, tyczące się ciągu śmigła i mocy silnika są tylko mniejszem lub większem przybliżeniem, gdyż ciąg śmigła zależy od charakterystyki śmigła.

Przyjmuję śmigło stałe, a nie o nastawnym skoku. Dobieram je tak, by posiadało największą sprawność w locie poziomym na kącie natarcia największej doskonałości.

Ciąg śmigła w ruchu jest funkcją prędkości. Według [8], [9], [24] można ciąg śmigła z wystarczającem w granicach technicznych tolerancji przybliżeniem wyrazić wzorem Alayrac'a i Everling'a [25], [26]:

$$F = F_0 - f\frac{\varrho v^2}{2} = F_0 - fq \quad . \; . \; . \quad (218)$$

Według [24] przedstawiam:

$$f = c_s S \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (219)$$

$$F = F_0 - c_s S q \quad . \; . \; . \; . \quad (220)$$

$$F_0 = F + c_s S q. \quad . \; . \; . \; . \quad (221)$$

Spółczynnik „c_s" waha się w granicach [24]:

$$c_s = 0{,}02 \div 0{,}05. \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (222)$$

Rozważymy teraz poszczególne przypadki.

1. przypadek. Silnik wystarcza do lotu poziomego na kącie największej doskonałości i posiada pewien nadmiar mocy.

Mamy:

$$Q = c_{y_0} S \frac{\varrho v_p^2}{2} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (223)$$

$$F_p = c_{x_0} S \frac{\varrho v_p^2}{2} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (224)$$

Oczywiście:

$$F_p = \frac{c_{x_0}}{c_{y_0}} Q \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (225)$$

$$N_p = \frac{F_p v_p}{75\,\eta} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (226)$$

$$N_c = a N_p \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (227)$$

Z tego:

$$a = \frac{N_c}{N_p} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (227\,a)$$

Nie uwzględniając nadmiaru mocy, możemy napisać na podstawie (221):

$$F_0 = F_p + c_s S \frac{\varrho}{2} v_p^2 \quad . \; . \; . \quad (228)$$

W czasie rozbiegu jednakże silnik zwykle rozwija całą moc maksymalną. Moc nominalna różni się trochę od mocy maksymalnej, którą właśnie silnik rozwija w czasie rozbiegu. Jednakże tu należy brać pod uwagę zmienność spółczynnika sprawności śmigła. Brak jest dotychczas wzorów, dających związek między ciągiem śmigła w miejscu a mocą silnika, choćby z tego względu, że wielkość tego ciągu jest ściśle zależną od charakterystyki śmigła.

Blenk [29] wyraził ciąg śmigła jako funkcję mocy wzorem, w którym występują pewne wielkości, niedające się ściśle określić. Pozatem

Neumark jest zdania, że wzory Blenk'a są dalekie od dokładności, choć niewątpliwie dają niezłe wartości orjentacyjne.

Neumark [27] podaje wzór na „teoretycznie największy ciąg", jednakże w tym wzorze występują wielkości, zależne od charakterystyki śmigła. W naszych ogólnych więc obliczeniach z tych wzorów korzystać nie będziemy.

Konstruktorzy w praktyce przyjmują w pierwszych obliczeniach, że z jednego konia mechanicznego nominalnej mocy silnika można osiągnąć $3 \div 4$ *kg* siły ciągu śmigła w miejscu. Wartość ta odnosi się do silników słabej mocy. Pozatem rozpiętość prędkości takiego szybowca z silnikiem nie powinna być zbyt dużą. Przyjmujemy tę wartość jako wielkość orjentacyjną. Zatem:

$$F_0 = 3 \div 3{,}5 \div 4\, N_c \quad \ldots\ldots \quad (229)$$

Pewnym sprawdzianem odpowiedniego doboru silnika do szybowca może być stosunek $F_0 : Q$. Stosunek $F_0 : Q$ według Neumarka bywa bardzo różny, najczęściej jednak waha się od $0{,}2 \div 0{,}4$, wyjątkowo wzrosnąć może do 0,5, natomiast dla maszyn bardzo przeciążonych spada bardzo znacznie, niekiedy do 0,1. U nas zajdzie właśnie ten ostatni wypadek, gdyż silnik jest słabej mocy. Wobec braku innych danych przyjmuję zatem jako sprawdzian dla pierwszego przypadku:

$$\frac{F_0}{Q} = 0{,}05 \div 0{,}2. \quad \ldots\ldots \quad (230)$$

Prędkość lotu poziomego na kącie natarcia największej doskonałości otrzymamy z wzorów:

$$v_p^2 = \frac{2\,Q}{c_{y_0}\, S\, \varrho} \quad \ldots\ldots \quad (231)$$

$$v_p = \sqrt{\frac{2\,Q}{c_{y_0}\, S\, \varrho}} \quad \ldots\ldots \quad (232)$$

2. przypadek. Silnik wystarcza w zupełności do pokonania oporów całego rozbiegu. Mając daną moc silnika, musimy obliczyć ciąg śmigła w miejscu. Wykonujemy następujące obliczenia:

a) obliczamy moc, potrzebną do lotu poziomego na kącie natarcia największej doskonałości (226);

b) obliczamy spółczynnik nadmiaru mocy „*a*" z równania (227 *a*);

c) obliczamy ciąg śmigła w miejscu z równania (229).

Stosunek $F_0 : Q$ będzie oczywiście w tym wypadku większy. Możemy przyjąć:

$$\frac{F_0}{Q} = 0{,}1 \div 0{,}3. \quad \ldots\ldots \quad (233)$$

3. przypadek. Moc silnika wystarcza w zupełności do pokonania oporów całego rozbiegu za wyjątkiem pierwszej chwili ruchu, t. zn. ciąg śmigła nie może pokonać tarcia statycznego szybowca. Mając daną moc silnika, postępujemy tak samo, jak w przypadku 2. Stosunek $F_0 : Q$ będzie w tym wypadku wahał się w tych samych granicach, co w przypadku 2.

Wobec braku ogólnych danych obieram wielkość spółczynnika sprawności śmigła stałą:

$$\eta = 0{,}65. \quad \ldots\ldots \quad (234)$$

4. Równanie ruchu startującego szybowca.

Dla przypadku 1. i 2. równanie ruchu startującego szybowca będzie miało postać:

$$\frac{Q}{g}\frac{dv}{dt} = (P + F_0 - \mu\, Q) + (\mu\, c_y - c_x - c_s)\,\frac{\varrho}{2}\, S\, v^2 \quad (235)$$

lub :

$$\frac{Q}{g}\frac{dv}{dt} = (P + F_0 - \mu\, Q) - (c_x + c_s - \mu\, c_y)\,\frac{\varrho}{2}\, S\, v^2 \quad (236)$$

W przypadku braku rakiety a więc i w przypadku 3. mamy:

$$\frac{Q}{g}\frac{dv}{dt} = (F_0 - \mu\, Q) + (\mu\, c_y - c_x - c_s)\,\frac{\varrho}{2}\, S\, v^2 \quad (237)$$

$$\frac{Q}{g}\frac{dv}{dt} = (F_0 - \mu\, Q) - (c_x + c_s - \mu\, c_y)\,\frac{\varrho}{2}\, S\, v^2. \quad (238)$$

5. Długość rozbiegu.

Wzór (78) przybierze postać dla $(\mu\, c_y - c_x - c_s) > 0$:

$$s = \frac{Q}{g}\,\frac{1}{(\mu\, c_y - c_x - c_s)\,\varrho\, S} \times$$

$$\times \ln \left| \frac{(P + F_0 - \mu\, Q) + (\mu\, c_y - c_x - c_s)\,\frac{\varrho}{2}\, S\, v_u^2}{(P + F_0 - \mu\, Q)} \right| \quad (239)$$

względnie:

$$s_1 = \frac{Q}{g}\,\frac{1}{(\mu\, c_y - c_x - c_s)\,\varrho\, S} \times$$

$$\times \ln \left| \frac{(F_0 - \mu\, Q) + (\mu\, c_y - c_x - c_s)\,\frac{\varrho}{2}\, S\, v_u^2}{(F_0 - \mu\, Q)} \right| \quad (240)$$

Dla $(c_x + c_s - \mu\, c_y) > 0$ wzory powyższe przedstawią się:

$$s = \left(\frac{Q}{g}\,\frac{(-1)}{(c_x + c_s - \mu\, c_y)\,\varrho\, S} \right) \times$$

$$\times \ln \left| \frac{(P + F_0 - \mu\, Q) - (c_x + c_s - \mu\, c_y)\,\frac{\varrho}{2}\, S\, v_u^2}{(P + F_0 - \mu\, Q)} \right| \quad (239\,a)$$

$$s_1 = \left(\frac{Q}{g}\,\frac{(-1)}{(c_x + c_s - \mu\, c_y)\,\varrho\, S} \right) \times$$

$$\times \ln \left| \frac{(F_0 - \mu\, Q) - (c_x + c_s - \mu\, c_y)\,\frac{\varrho}{2}\, S\, v_u^2}{(F_0' - \mu\, Q)} \right| . \quad (240\,a)$$

Wzory (82) i (83) przejdą na:

$$P_p = (P + F_0 - \mu\, Q) + (\mu\, c_y - c_x - c_s)\, S\, q \quad (241)$$

$$P_p = (P + F_0 - \mu\, Q) - (c_x + c_s - \mu\, c_y)\, S\, q \quad (242)$$

względnie:

$$P_p = (F_0 - \mu\, Q) + (\mu\, c_y - c_x - c_s)\, S\, q \quad (243)$$

$$P_p = (F_0 - \mu\, Q) - (c_x + \mu\, c_s - c_y)\, S\, q \quad (244)$$

W celu graficznego obliczenia długości rozbiegu, musimy sporządzić wykres 6.

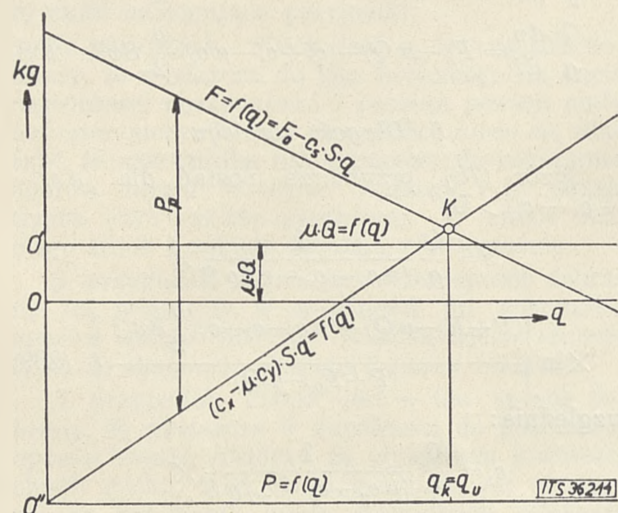
Na osi odciętych odmierzam ciśnienie prędkości „*q*" jako funkcję „*v*" przy stałej gęstości powietrza „ϱ". Na osi rzędnych odmierzam siły w *kg*. Siła pociągowa rakiety „*P*" przedstawi się jako prosta równoległa do osi „*q*". Siła tarcia „$\mu\, Q$" przedstawi się również jako prosta

równoległa do osi „q". Siłę ciągu śmigła obliczymy z (220) i przedstawimy również jako funkcję ciśnienia prędkości. Ponieważ siła tarcia ma znak ujemny, zaś siła pociągowa rakiety i ciąg śmigła mają znak dodatni, zatem w ostateczności początek układu znajdzie się w O''. Różnica rzędnych między krzywą, przedstawiającą zmianę ciągu śmigła a prostą:

$$(c_x - \mu c_y) S q = f(q) \quad . \; . \; . \; . \; (92)$$

przedstawia każdorazowo siłę przyśpieszającą „P_p". W punkcie „K" siła „P_p" równa się zeru. Dla tego punktu:

$$q_K = q_u = \frac{\varrho v_u^2}{2} \quad . \; . \; . \; . \; . \; (94)$$



Ryc. 11.

Wykres 6. Graficzne znalezienie całki $\int_0^{q_u} \frac{1}{P_p} dq$ *z uwzględnieniem ciągu śmigła.*

W tym punkcie następuje oderwanie się szybowca od ziemi.

Wykres funkcji

$$\frac{1}{P_p} = f(q) \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; (99)$$

sporządza się tak samo, jak na wykresie 5. Wzór (102) bez zmiany.

Wzory (117 i (119) przejdą na wzory:

$$s = \frac{\frac{1}{2g} Q v_u^2}{(P + F_0 - \mu Q) + (\mu c_y - c_x - c_s) \frac{\varrho}{6} v_u^2 S} \quad . \; (245)$$

$$s = \frac{Q}{2g} \frac{v_u^2}{P + F_0 - \mu Q - S c_s \frac{\varrho}{6} v_u^2} \quad . \; . \; (246)$$

względnie:

$$s_1 = \frac{Q}{2g} \frac{v_u^2}{(F_0 - \mu Q) + (\mu c_y - c_x - c_s) \frac{\varrho}{6} S v_u^2} \quad (247)$$

$$s_1 = \frac{Q}{2g} \frac{v_u^2}{F_0 - \mu Q - c_s S \frac{\varrho}{6} v_u^2} \quad . \; . \; . \; . \; . \; (248)$$

Zamiast (118) możemy zrobić założenie:

$$\mu c_y - c_x - c_s = 0. \quad . \; . \; . \; . \; (249)$$

Założenie to jest zupełnie dopuszczalne. Mianowicie na podstawie rozważań w ustępie V/4. przyjęliśmy tam:

$$(\mu c_y - c_x) = 0 \quad . \; . \; . \; (118)$$

czyli:

$$\mu = \frac{c_x}{c_y} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (250)$$

Tembardziej możemy przyjąć:

$$\mu = \frac{c_x + c_s}{c_y}, \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; (251)$$

gdyż w ten sposób obliczona wartość „μ" zbliża się bardziej do rzeczywistej wartości „μ".

Pod założeniem (249) wzory na długość rozbiegu przedstawiają się:

$$s = \frac{Q}{2g} \frac{v_u^2}{(P + F_0 - \mu Q)} \quad . \; . \; . \; . \; (252)$$

względnie:

$$s_1 = \frac{Q}{2g} \frac{v_u^2}{F_0 - \mu Q} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (253)$$

Najdokładniejsze wyniki dają oczywiście wzory (239), (240), (239 *a*), (240 *a*). Wzory (245), (246), (247), (248), (252) i (253) dają wyniki różniące się rozmaicie, od 6%÷250%, tak, że trudno jest podać jakąś ogólną formułkę na znalezienie tej różnicy. Wzory te, wygodne w pierwszem obliczeniu, dają tylko orjentacyjne wielkości.

6. Prędkość oderwania się szybowca.

Wzór (121) pozostaje bez zmiany.

7. Najkrótszy rozbieg.

Wzór (130) pozostaje bez zmiany.

8. Poprawka dla prędkości.

Wzór (138) pozostaje zmiany.

9. Czas rozbiegu.

Wzory (144), (116) i (145) przejdą na:

$$t = \frac{Q}{g} \frac{1}{\sqrt{(P + F_0 - \mu Q)(\mu c_y - c_x - c_s) \frac{\varrho}{2} S}} \times$$

$$\times \operatorname{arc\,tg} \left\{ v_u \sqrt{\frac{(\mu c_y - c_x - c_s) \varrho S}{2(P + F_0 - \mu Q)}} \right\} \quad . \; . \; (254)$$

dla $(\mu c_y - c_x - c_s) > 0$.

zaś:

$$t = \frac{Q}{g} \frac{1}{\sqrt{(P + F_0 - \mu Q)(c_x + c_s - \mu c_y) \frac{\varrho}{2} S}} \times$$

$$\times \ln \left| \frac{\sqrt{(P + F_0 - \mu Q)(c_x + c_s - \mu c_y) \frac{\varrho}{2} S} + (c_x + c_s - \mu c_y) v_u}{\sqrt{(P + F_0 - \mu Q)(c_x + c_s - \mu c_y) \frac{\varrho}{2} S} - (c_x + c_s - \mu c_y) v_u} \right| \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (254\,a)$$

dla $(c_x + c_s - \mu c_y) > 0$.

$$t = \frac{Q}{g} \frac{v_u}{(P+F_0-\mu Q)+(\mu c_y - c_x - c_s)\frac{\varrho}{6} v_u^2 S} \quad (255)$$

$$t = \frac{Q}{g} \frac{v_u}{P+F_0-\mu Q - c_s \frac{\varrho}{6} v_u^2 S} \text{ [7]} \quad \ldots \quad (256)$$

Po przyjęciu (249):

$$t = \frac{Q}{g} \frac{v_u}{P+F_0-\mu Q} \quad \ldots\ldots \quad (257)$$

Przy braku rakiety wzory te przedstawią się:

$$t_1 = \frac{Q}{g} \frac{1}{\sqrt{(F_0-\mu Q)(\mu c_y - c_x - c_s)\frac{\varrho}{2} S}} \times$$

$$\times \operatorname{arc\,tg}\left\{v_u \sqrt{\frac{(\mu c_y - c_x - c_s)\varrho S}{2(F_0-\mu Q)}}\right\} \quad . \quad (258)$$

dla $(\mu c_y - c_x - c_s) > 0$, zaś

dla $(c_x + c_s - \mu c_y) > 0$:

$$t_1 = \frac{Q}{g} \frac{1}{2\sqrt{(F_0-\mu Q)(c_x+c_s-\mu c_y)\frac{\varrho}{2} S}} \times$$

$$\times \ln \left\{ \frac{\sqrt{(F_0-\mu Q)(c_x+c_s-\mu c_y)\frac{\varrho}{2} S} + (c_x+c_s-\mu c_y) v_u}{\sqrt{(F_0-\mu Q)(c_x+c_s-\mu c_y)\frac{\varrho}{2} S} - (c_x+c_s-\mu c_y) v_u} \right\} \quad . \quad . \quad (258\,a)$$

$$t_1 = \frac{Q}{g} \frac{v_u}{(F_0-\mu Q)+(\mu c_y - c_x - c_s)\frac{\varrho}{6} v_u^2 S} \quad (259)$$

$$t_1 = \frac{Q}{g} \frac{v_u}{F_0-\mu Q - c_s \frac{\varrho}{6} v_u^2 S} \quad \ldots \quad (260)$$

$$t_1 = \frac{Q}{g} \frac{v_u}{F_0-\mu Q} \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (261)$$

Najdokładniejsze wyniki dają wzory (254), (254 *a*), (258), (258 *a*). Wzory dalsze dają wyniki, różniące się od wyników dokładnych, otrzymanych przy pomocy wzorów (254), (254 *a*), (258), (258 *a*), rozmaicie, od 13% do 50% a nawet 67%. Trudno jest zatem podać jakiś ogólny wzór na znalezienie tej różnicy. Wzory te, wygodne we wstępnem obliczeniu, mogą dać tylko orjentacyjne wielkości.

10. Minimum czasu rozbiegu.

Wzór (130) pozostaje bez zmiany.

11. Siła pociągowa rakiety.

a) Rakieta z góry dana.

Z wzoru (241) dla:

$$q = 0 \quad \ldots\ldots \quad (146)$$

mamy:

$$p_s = \frac{g}{Q}(P_s + F_0 - \mu_s Q) \quad \ldots \quad (262)$$

W chwili oderwania się szybowca:

$$p_0 = \frac{g}{Q}\left\{(P+F_0-\mu Q)+(\mu c_y - c_x - c_s) S \frac{\varrho v_u^2}{2}\right\}. \quad (263)$$

Wzory (151) i (152) bez zmiany.

b) Obliczenie siły pociągowej rakiety.

Przyjmując:

$$(\mu c_y - c_x - c_s) = 0 \quad . \quad . \quad (249)$$

mamy z równania (241):

$$P = \frac{Q}{g} p + \mu Q - F_0 \quad \ldots\ldots \quad (264)$$

Siła pociągowa rakiety przy ruszaniu z miejsca:

$$P_s = \frac{Q}{g} p_s + \mu_s Q - F_0 \quad \ldots \quad (265)$$

1. Przypadek. Silnik nie wystarcza do pokonania oporów rozbiegu. Obliczamy dla rakiety siłę „P“ i „P_s“.

2. Przypadek. Moc silnika jest wystarczającą do pokonania oporów rozbiegu, lecz rakieta służy do skrócenia długości i czasu rozbiegu. Obliczamy również siłę pociągową „P“ i siłę pociągową przy ruszaniu z miejsca „P_s“.

3. Przypadek. Moc silnika nie wystarcza tylko do pokonania oporów tarcia statycznego. Obliczamy tylko „P_s“.

12. Przyśpieszenie szybowca.

Wzory (159), (160), (162)÷(167) pozostają bez zmiany. Przyspieszenie szybowca na początku rozbiegu daje nam wzór na podstawie (264):

$$p = \frac{g}{Q}(P+F_0-\mu Q) \quad \ldots\ldots\ldots \quad (266)$$

W razie braku rakiety wzory (262), (263) i (266) przedstawią się:

$$p_{sb} = \frac{g}{Q}(F_0-\mu_s Q) \quad \ldots\ldots\ldots \quad (267)$$

$$p_{ob} = \frac{g}{Q}\left\{(F_0-\mu Q)+(\mu c_y - c_x - c_s) S \frac{\varrho}{2} v_u^2\right\} \quad (268)$$

$$p_b = \frac{g}{Q}(F_0-\mu Q) \quad \ldots\ldots\ldots \quad (269)$$

Spółczynnik Neumarka zmian przyśpieszeń przy starcie przedstawi się:

$$\beta = \left(\frac{c_x + c_s - \mu c_y}{c_y}\right) : \left(\frac{P+F_0}{Q} - \mu\right) \quad . \quad (270)$$

---

[7]) Striszewskij [20] podaje wzory na czas i długość rozbiegu przy napędzie śmigło-silnikowym i rakietowym, w których wchodzą takie wielkości, jak moc silnika, spółczynnik maksymalnej sprawności zespołu śmigło-silnikowego i prędkość, odpowiadająca tej maksymalnej sprawności (ujęcie Blenka).

Przy braku rakiety:

$$\beta_1 = \left(\frac{c_x + c_s - \mu c_y}{c_y}\right) : \left(\frac{F_0}{Q} - \mu\right) \quad . \; . \; . \; (271)$$

13. Średnica naboju rakietowego.

Dla 1. przypadku i 2. przypadku należy obliczyć średnicę rakiety. Dla 3. przypadku należy średnicę rakiety obrać z góry w granicach dopuszczalnych t. zw. około 10 *cm*, najwyżej 15 *cm*.

Wzory (168) i (170) zostają bez zmiany, zaś wzory (169) i (171):

$$d = \sqrt{4\left(\frac{Q}{g}p + \mu Q - F_0\right)\frac{1}{k\pi}} \quad . \; . \; (272)$$

$$d = \sqrt{4\left(\frac{Q}{g}p + \mu Q - F_0\right)\frac{3}{\pi}} \quad . \; . \; (273)$$

14. Ciężar pełnego naboju rakietowego.

Poniższych wzorów należy użyć dla 1. przypadku i dla 2. przypadku.

Wzory (172) i (173) pozostają bez zmiany.

15. Długość pełnego naboju rakietowego.

Obliczenia należy przeprowadzać tylko dla 1. przypadku i dla 2. przypadku.

Wzory (175), (176) i (177) pozostają bez zmiany.

16. Długość „duszy".

Poniższe wzory odnoszą się tylko do 1. przypadku i do 2. przypadku.

Wzory (183) i (185) pozostaną bez zmiany, zaś wzory (182) i (184):

$$w = 2\left(\frac{Q}{g}p_s + \mu_s Q - F_0\right)\frac{1}{d\pi}\frac{1}{k} \quad . \; . \; (274)$$

$$w = 2\left(\frac{Q}{g}p_s + \mu_s Q - F_0\right)\frac{3}{d\pi} \quad . \; . \; . \; (275)$$

17. Całkowita długość naboju rakietowego i ciężar całej rakiety.

Obliczenia należy stosować tylko dla 1. przypadku i dla 2. przypadku.

Wzory (186) ÷ (190) pozostają bez zmiany.

18. Obliczenie rakiety dla 3. przypadku.

Dla 3. przypadku, w którym rakieta służy tylko do pokonania oporów tarcia statycznego, tok obliczenia wymiarów rakiety będzie troszeczkę odmienny.

Po obraniu średnicy, obliczamy długość rakiety. Rakieta cała będzie miała wewnątrz „duszę" celem uzyskania dużej siły pociągowej przez krótki czas. Przy obliczaniu długości „duszy" należy dla pewności dodać około 10%. Zatem wzory (182) ÷ (185) na długość „duszy" przedstawią się:

$$w = 2{,}2\left(\frac{Q}{g}p_s + \mu_s Q\right)\frac{1}{d\pi}\frac{1}{k} \quad . \; . \; (276)$$

$$w = 2{,}2\, P_s \frac{1}{dk}\frac{1}{\pi} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (277)$$

$$w = 2{,}2\left(\frac{Q}{g}p_s + \mu_s Q\right)\frac{3}{d\pi} \quad . \; . \; . \; (278)$$

$$w = 2{,}2\, P_s \frac{3}{d\pi} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (279)$$

Ciężar naboju prochowego da nam wzór:

$$G_c = \frac{\pi d^2}{4}\frac{2w}{3}\gamma \quad . \; . \; . \; . \; . \; (280)$$

Ciężar całej rakiety otrzymamy z wzorów (188) ÷ (190).

Ponieważ ciężar na sekundę w naszym wypadku:

$$G_s = P_s g \frac{1}{c_{a\,rz.}} \quad . \; . \; . \; . \; . \; (172)$$

więc czas palenia się całego naboju prochowego:

$$t_c = \frac{G_c}{G_s} = \frac{\pi d^2}{4}\frac{2w}{3}\gamma\, c_{a\,rz.}\frac{1}{P_s g} \quad . \; . \; (281)$$

Powyższy czas palenia się całego naboju prochowego został wyprowadzony pod warunkiem, że ciężar gazów wylotowych na sekundę jest stały w całym okresie palenia się prochu, czyli, że siła pociągowa rakiety jest stałą w tym całym okresie. W rzeczywistości jednak siła pociągowa nie będzie stałą w tym okresie, lecz będzie posiadała pewne maksimum. W celu uproszczenia obliczeń przyjmujemy, że siła ta jest stałą w ciągu całego okresu palenia się materjału pędnego.

VIII. Zrywowy start lekkiego szybowca, przeznaczonego do lotu mięśniowego, przy pomocy rakiety prochowej [8]).

Przy starcie lekkiego szybowca, przeznaczonego do lotu mięśniowego, zachodzi konieczność nadania szybowcowi w pierwszej chwili, tuż przy ruszeniu z miejsca, dużego przyśpieszenia celem oderwania się od ziemi. W naszym wypadku przyśpieszenie to będzie uzyskane przez rakietę. Obliczenie tego rodzaju startu nie różni się prawie niczem od obliczenia długości rozbiegu szybowca przy starcie z płaskiego terenu (ustęp V). Szybowiec i tu również jest ustawiony na płaskim terenie. Rakieta może być wbudowaną albo poziomo, albo ukośnie tak, by siła pociągowa była skierowaną lekko do góry. To drugie rozwiązanie będzie korzystne w wypadku wbudowania rakiety w kadłub szybowca o klasycznym kształcie. Wtenczas rakietę można umieścić wewnątrz kadłuba, zaś wylot gazów skierować ku dołowi, przez co kształt kadłuba nie ulegnie żadnym zmianom i strumień gazów wylotowych będzie omijał opierzenie tylne. W celu skrócenia do minimum długości rozbiegu należy stosować jak największe przyśpieszenie tembardziej, że będzie ono działało przez bardzo krótki czas, więc nie będzie ujemnie wpływało na organizm ludzki. Według [14] przy takim „zrywowym" starcie szybowca można dojść

[8]) Niem. Sprungstart.

z przyśpieszeniem do 4,3 g, zaś według zdań pilotów nawet do 5,5 g.

W naszych obliczeniach przyjmuję rakietę wbudowaną poziomo. Przy wbudowaniu jej ukośnie wyniki obliczeń nie ulegną znacznym zmianom.

Różnice w obliczeniach w porównaniu z ustępem V. są następujące:

a) Ponieważ długość rozbiegu będzie bardzo krótka, około 1,5—2 *m*, zatem w czasie rozbiegu będzie działała właściwie tylko ta siła, którą rakieta dostarczy w pierwszej chwili, t. zn. siła „P_s“. Siły pociągowej rakiety „P“ wogóle nie trzeba obliczać. We wzorach, gdzie wchodzi wielkość „P“, należy wstawić „P_s“.

b) Średnicę rakiety należy obrać z góry w granicach dopuszczalnych.

c) Rakieta cała będzie miała wewnątrz „duszę“.

d) Przy obliczaniu długości „duszy“ należy dla pewności dodać około 10%. Zatem wzory (182)÷(185) na długość „duszy“ przedstawią się:

$$w = 2{,}2\left(\frac{Q}{g}\,p_s + \mu_s Q\right)\frac{1}{d\,\pi}\,\frac{1}{k} \qquad (276)$$

$$w = 2{,}2\,P_s\,\frac{1}{d\,\pi}\,\frac{1}{k} \quad .\ .\ .\ .\ . \quad (277)$$

$$w = 2{,}2\left(\frac{Q}{g}\,p_s + \mu_s Q\right)\frac{3}{d\,\pi} \quad . \quad (278)$$

$$w = 2{,}2\,P_s\,\frac{3}{d\,\pi} \quad .\ .\ .\ .\ .\ . \quad (279)$$

e) Ciężar naboju prochowego da nam wzór:

$$G_c = \frac{\pi\,d^2}{4}\,\frac{2\,w}{3}\,\gamma \quad .\ .\ . \quad (280)$$

f) We wszystkich wzorach zamiast „μ“ należy wstawić „μ_s“,

g) Ciężar na sekundę:

$$G_s = P_s\,g\,\frac{1}{c_{a\ rz.}} \quad .\ .\ .\ .\ . \quad (172)$$

h) Czas palenia się całego naboju prochowego:

$$t_c = \frac{G_c}{G_s} = \frac{\pi\,d^2}{4}\,\frac{2\,w}{3}\,\gamma\,c_{a\ rz.}\,\frac{1}{P_s\,g} \quad .\ .\ . \quad (281)$$

Uwagi tyczące się czasu „t_c“, podobnie jak w ustępie VII./18.

j) Przyśpieszenie, działające na załogę w pierwszej chwili ruchu, obliczymy jako wypadkowe z przyśpieszenia ziemskiego i z przyśpieszenia nadanego przez rakietę:

$$p_Z = \sqrt{p_s^2 + g^2} \quad .\ .\ .\ .\ . \quad (282)$$

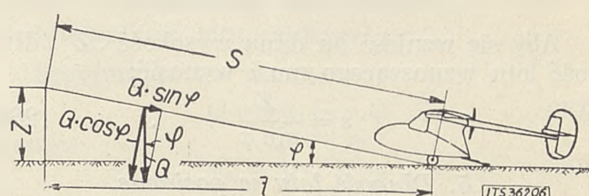
k) Przyśpieszenie, działające na załogę w chwili oderwania się szybowca, obliczymy jako wypadkowe z przyśpieszenia ziemskiego i przyśpieszenia, nadanego przez rakietę w chwili oderwania się:

$$p_{Zo} = \sqrt{p_0^2 + g^2} \quad .\ .\ .\ .\ . \quad (283)$$

IX. Start szybowca na wysokość przy pomocy rakiety prochowej.

1. Sytuacja.

Przyjmujemy następującą sytuację: szybowiec przy pomocy jakiegokolwiek napędu (lina gumowa, wyciągarka, rakieta i t. p.) oderwał się od ziemi. Następnie szybowiec ma się wznieść szybko na pewną wysokość przy pomocy napędu rakietowego. Tego rodzaju potrzeba nabrania wysokości może zajść np. przy starcie do lotu na froncie burzy. Zadaniem mojem jest obliczenie długości lotu „s“ celem wzniesienia się na daną wysokość „Z“ (ryc. 12), tudzież wymiarów rakiety prochowej.



Ryc. 12.
Start szybowca na wysokość.

Obliczenia przeprowadzam pod następującemi założeniami:

a) W czasie całego lotu na długości „s“ ciężar szybowca nie ulega zmianie. Zatem nie biorę pod uwagę zmiany ciężaru szybowca skutkiem wypalania się naboju rakietowego.

b) W pierwszej chwili oderwania się szybowca od ziemi i początku wznoszenia się nie biorę pod uwagę wpływu oddziaływania ziemi na wielkość sił aerodynamicznych skrzydeł szybowca.

c) W czasie całego okresu wznoszenia się szybowca przyjmuję stały kąt natarcia skrzydeł.

d) Przyjmuję, że skutkiem powyższego spółczynniki „c_x“ i „c_y“ dla całego szybowca są stałe w całym okresie wznoszenia się szybowca.

e) Przyjmuję, że lot odbywa się po linii prostej, nachylonej pod kątem „φ“ do poziomu.

f) Przyjmuję, że siły bezwładności wznoszącego się szybowca, siła pociągowa rakiety i siły aerodynamiczne zaczepiają w środku ciężkości szybowca.

g) Przyjmuję, że kierunki sił bezwładności, oporu aerodynamicznego i siły pociągowej rakiety leżą na jednej linji prostej.

h) Przyjmuję, że lot jest jednostajny.

j) Przyjmuję, że ewentualna zmiana kąta natarcia skrzydeł pomiędzy kątem natarcia w czasie rozbiegu a kątem natarcia w locie wznoszącym następuje w bardzo krótkim czasie tuż w chwili oderwania się szybowca od ziemi tak, że zmiany tej nie potrzebuję uwzględniać.

2. Wbudowanie rakiety.

Rakieta jest umieszczona w komorze rakietowej podobnie jak w poprzednich wypadkach. Gdy rozbieg odbywa się całkowicie przy pomocy

napędu rakietowego, to pilot będzie musiał mieć do dyspozycji 2 rakiety: jedną do rozbiegu, drugą do lotu wznoszącego. Rakiety te będą mogły być umieszczone w jednej komorze rakietowej, lecz będą musiały być doskonale względem siebie izolowane. Zapalanie elektryczne. Dalsze uwagi jak w ustępie V/2.

3. Równanie ruchu wznoszącego się szybowca.

Stosując poprzednie oznaczenia, mamy:

$$\frac{Q}{g}\frac{dv}{dt} = P - P_x - Q \sin\varphi = 0 \quad . \; . \quad (284)$$

$$P - c_x S \frac{\varrho}{2} v^2 - Q \sin\varphi = 0 \quad . \; . \quad (285)$$

4. Długość lotu wznoszącego.

Aby się wznieść na daną wysokość „Z", długość lotu wznoszącego musi wynosić:

$$s = \frac{Z}{\sin\varphi} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (286)$$

5. Długość lotu w poziomie.

Długość lotu w poziomie „t" da nam wzór:

$$t = s \cos\varphi \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (287)$$

6. Kąt natarcia w locie wznoszącym.

Według [9] największą prędkość wznoszenia otrzymamy wtedy, gdy lot wznoszący będzie się odbywał na kącie natarcia, odpowiadającym minimum mocy (ściśle minimum mocy ciągu według Neumarka). Powyższe ujęcie nie jest zupełnie ścisłe, lecz tylko dużem przybliżeniem, jednakże w zupełności wystarczającem dla naszych, bądź co bądź orjentacyjnych obliczeń.

Zatem zakładam, że lot wznoszący musi się odbywać na kącie, odpowiadającym minimum mocy. Znalezienie tego kąta napotyka na pewne trudności. Najłatwiej byłoby go znaleść przy pomocy wykresu logarytmicznego biegunowej szybowca [30]. Gdy nie chcemy użyć skali logarytmicznej, to możemy ten kąt znaleść inaczej. Wiemy mianowicie, że dla kąta natarcia, odpowiadającego minimum mocy, funkcja:

$$\frac{c_y^3}{c_x^2} = f(c_y) \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (288)$$

osiąga swoje maksimum. Kreślimy zatem krzywą z równania (288), obliczając wartości dla kilku punktów, w pobliżu kąta natarcia, odpowiadającego minimum mocy. Do tak skonstruowanej krzywej kreślimy styczną równoległą do osi „c_y". Punkt styczności będzie odpowiadał kątowi natarcia dla minimum mocy.

Wreszcie można znaleść ten kąt przy pomocy pęku krzywych [32] [9]):

$$c_y^3 = p\, c_x^2 \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (288\,a)$$

7. Prędkość lotu po torze.

Oznaczamy:

$c_{y\,m}$ = spółczynnik wyporu całego szybowca dla kąta natarcia, odpowiadającego minimum mocy,

$c_{x\,m}$ = spółczynnik oporu całego szybowca dla kąta natarcia, odpowiadającego minimum mocy,

v_m = prędkość lotu szybowca na kącie natarcia, odpowiadającego minimum mocy.

Z równania:

$$Q \cos\varphi = c_{y\,m} \frac{\varrho}{2} S v_m^2 \quad . \; . \; . \; . \quad (289)$$

mamy:

$$v_m = \sqrt{\frac{2\, Q \cos\varphi}{c_{y\,m}\, \varrho\, S}} \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (290)$$

8. Prędkość wznoszenia się.

Prędkość wznoszenia się da nam wzór:

$$w = v_m \sin\varphi \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (291)$$

9. Czas wznoszenia się.

Czas wznoszenia się na daną wysokość da nam wzór:

$$t_w = \frac{Z}{w} = \frac{s}{v_m} \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (292)$$

10. Siła pociągowa rakiety.

Wielkość siły pociągowej rakiety otrzymamy z wzoru:

$$P = Q \sin\varphi + c_{x\,m} \frac{\varrho}{2} S v_m^2 \quad . \; . \; . \quad (293)$$

11. Średnica naboju rakietowego.

Nabój rakietowy w rozpatrywanym wypadku nie będzie posiadał zupełnie „duszy", lecz będzie pełny na całej długości. Średnicę naboju rakietowego da nam wzór:

$$d = \sqrt{4\, P \frac{1}{k\, \pi}} \quad . \; . \; . \quad (168)$$

względnie dla prochu czarnego:

$$d = \sqrt{4\, P \frac{3}{\pi}} \quad . \; . \; . \; . \quad (170)$$

12. Ciężar naboju rakietowego.

Ciężar gazów wylotowych w czasie 1 sekundy da nam wzór:

$$G_s = P \frac{g}{c_{a\,rz.}} \quad . \; . \; . \; . \quad (172)$$

Całkowity ciężar naboju rakietowego:

$$G_c = G_s\, t_w \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (294)$$

Ciężar całej rakiety otrzymamy z równań (188)÷(190).

13. Długość naboju rakietowego.

Długość naboju rakietowego da nam wzór:

$$l = \frac{4\, G_c}{\pi\, d^2\, \gamma} \quad . \; . \; . \; . \quad (175)$$

X. Start szybowca z silnikiem słabej mocy na wysokość przy pomocy rakiety prochowej.

1. Sytuacja.

Sytuacja podobna jak w poprzednim ustępie z tą różnicą, że szybowiec jest zaopatrzony w silnik słabej mocy, również działający w cza-

[9]) Rozwiązanie to podał mi również Doc. Dr. Wł. Nikliborc (Politechnika, Lwów).

sie wznoszenia się szybowca. Poniższe obliczenia pokażą, o ile zwiększy się kąt nachylenia toru szybowca do poziomu przy działaniu napędu śmigło - silnikowego i rakietowego w stosunku do kąta nachylenia tego toru do poziomu przy działaniu samego tylko napędu śmigło-silnikowego. Obliczenia przeprowadzam pod temi samemi założeniami, co w rozdziale IX, z dodatkiem następującego:

k) Przyjmuję, że spółczynnik sprawności śmigła w czasie całego okresu lotu wznoszącego jest stały, podobnież ciąg śmigła.

2. Wbudowanie rakiety.

Jak w ustępie IX/2.

3. Ciąg śmigła, minimalna i nominalna moc silnika.

Zachowując oznaczenia jak w ustępie VII/3, mamy:

ciąg śmigła w miejscu:

$$F_0 = 3 \div 4 N_c \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (229)$$

$$\frac{F_0}{Q} = 0{,}05 \div 0{,}3 \quad . \quad (230) \text{ i } (233)$$

Ciąg śmigła w locie wznoszącym z prędkością „v_m":

$$F_m = F_0 - c_s S \frac{\varrho}{2} v_m^2 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (295)$$

Moc minimalną, nominalną i spółczynnik nadmiaru mocy, obliczymy, jak w ustępie VII/3.

4. Równanie ruchu wznoszącego się szybowca.

$$\frac{Q}{g}\frac{dv}{dt} = P + F - P_x - Q \sin\varphi = 0 \quad . \quad . (296)$$

$$P + F - c_x S \frac{\varrho}{2} v^2 - Q \sin\varphi = 0 \quad . \quad . (297)$$

5. Długość lotu wznoszącego i w poziomie.

Wzory (286) i (287) pozostają bez zmiany.

6. Kąt natarcia w locie wznoszącym.

Jak w ustępie IX/6.

7. Prędkość lotu po torze.

Jak w ustępie IX/7.

8. Prędkość wznoszenia się.

Jak w ustępie IX/8.

9. Czas wznoszenia się.

Jak w ustępie IX/9.

10. Siła pociągowa rakiety.

$$P = Q \sin\varphi + c_{xm} \frac{\varrho}{2} S v_m^2 - F_m \quad . \quad (298)$$

11. Średnica, ciężar i długość naboju rakietowego.

Jak w ustępach IX/11, IX/12 i IX/13.

12. Lot wznoszący przy działaniu samego napędu śmigło-silnikowego.

Przy działaniu samego napędu śmigło - silnikowego w locie wznoszącym tylko kąt natarcia skrzydeł nie ulegnie zmianie. Pozostanie zatem warunek, by kąt ten odpowiadał minimum mocy. Inne wielkości ulegną zmianie.

Oznaczamy:

φ_1 = kąt nachylenia toru lotu wznoszącego się szybowca przy działaniu samego napędu śmigło - silnikowego.

a) Równanie ruchu wznoszącego się szybowca:

$$\frac{Q}{g}\frac{dv}{dt} = F - c_x S \frac{\varrho}{2} v^2 - Q \sin\varphi_1 = 0 \quad . \quad . \quad (299)$$

b) Prędkość lotu szybowca:

Przyjmując we wzorze

$$Q \cos\varphi_1 = \sim Q \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (300)$$

mamy:

$$v_{m_1} = \sqrt{\frac{2Q}{c_{ym}\,\varrho\, S}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (301)$$

Przyjęcie (300) jest zupełnie dopuszczalne, gdyż kąt „φ_1" jest zwykle bardzo mały, nie przekraczający kilku stopni. Błąd dla 10^0, 15^0 i 20^0 wynosi odpowiednio około 1,5, 3,5 i $6^0/_0$, a więc bardzo niewiele.

c) Ciąg śmigła w locie wznoszącym:

$$F_{m_1} = F_0 - c_s S \frac{\varrho}{2} v_{m_1}^2 . \quad . \quad . \quad . \quad (302)$$

d) Kąt nachylenia toru lotu wznoszącego: z równania ruchu wznoszącego się szybowca:

$$F_{m_1} = c_{xm} S \frac{\varrho}{2} v_{m_1}^2 + Q \sin\varphi_1 \quad . \quad . \quad (303)$$

mamy:

$$\sin\varphi_1 = \frac{1}{Q}\left(F_{m_1} - c_{xm} S \frac{\varrho}{2} v_{m_1}^2\right) . \quad . \quad (304)$$

e) Długość lotu wznoszącego:

$$s_1 = \frac{Z}{\sin\varphi_1} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (305)$$

f) Długość lotu w poziomie:

$$t_1 = s_1 \cos\varphi_1 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (306)$$

g) Prędkość wznoszenia się:

$$w_1 = v_{m_1} \sin\varphi_1 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (307)$$

h) Czas wznoszenia się:

$$t_{w_1} = \frac{Z}{w_1} = \frac{s_1}{v_{m_1}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (308)$$

Porównując wyniki, otrzymane przy działaniu napędu śmigło - silnikowego i rakietowego z wynikami, otrzymanemi przy działaniu samego tylko napędu śmigło - silnikowego, możemy ocenić korzyści, dające się osiągnąć z zastosowania rakiety. Jednakże z obliczeń dla praktycznych przykładów przekonamy się, że dla prochu czarnego wymiary rakiety wypadają bardzo wielkie, tak, że w praktyce absolutnie w tym wypadku lotu wznoszącego stosowanie rakiet z prochu czarnego nie opłaca się. Możliwem byłoby zastosowanie rakiet, zrobionych z materjału wybuchowego np. 10 razy silniejszego od prochu czarnego, jednakże wyrób rakiet z tak silnych materjałów wybuchowych bę-

dzie bez wątpienia bardzo trudny, nie wspominając już o tem, czy jest możliwem uzyskanie tak silnego materjału wybuchowego. W tabeli 1 takiego materjału wybuchowego nie mamy podanego.

XI. Start szybowca do lotu ciągowego (do holu) przy pomocy rakiety prochowej.

1. Sytuacja.

Przyjmujemy następującą sytuację: szybowiec przy pomocy jakiegokolwiek napędu (lina gumowa, wyciągarka, rakieta, samochód i t. p.) oderwał się od ziemi. Następnie szybowiec ma nabrać takiej prędkości, by mógł się doczepić do lecącego samolotu, który ma za zadanie ciągnąć (holować) dany szybowiec. Takie doczepienie się szybowca do lecącego samolotu wymaga warunku, by prędkości samolotu i szybowca w chwili zaczepienia były mniejwięcej równe w celu uniknięcia gwałtownych szarpnięć, mogących szkodzić całości konstrukcji szybowca. Zadaniem mojem jest obliczenie długości lotu „s“ i wysokości „Z“ (ryc. 12) w chwili osiągnięcia przez szybowiec szybkości, równej szybkości lecącego samolotu, tudzież wymiarów rakiety. Kąt nachylenia toru lotu szybowca do poziomu będziemy przyjmowali z góry. Obliczenia przeprowadzam pod temi samemi założeniami, co w rozdziale IX, za wyjątkiem punktu *h)* w ustępie IX/1, gdyż w tym wypadku lot będzie przyśpieszony.

Zaznaczam, że nie zajmuję się tutaj konstrukcją urządzenia sprzęgającego ani też techniką pilotażu w chwili doczepiania się szybowca do samolotu — zajmuję się tym problemem raczej z punktu widzenia mechaniki lotu.

2. Wbudowanie rakiety.

Podobnie jak w ustępie IX/2.

3. Równanie ruchu wznoszącego się szybowca.

Stosując poprzednie oznaczenia, mamy:

$$\frac{Q}{g}\frac{dv}{dt} = P - P_x - Q\sin\varphi \quad \dots\dots (309)$$

$$\frac{Q}{g}\frac{dv}{dt} = P - c_{x\,śr.}\frac{\varrho}{2}Sv^2 - Q\sin\varphi \quad \dots (310)$$

gdzie:

$c_{x\,śr.}$ = pewien średni spółczynnik oporu całego szybowca, przyjęty za stały w czasie całego lotu wznoszącego (patrz dalej).

Siła przyśpieszająca:

$$P_p = P - c_{x\,śr.}\frac{\varrho}{2}Sv^2 - Q\sin\varphi \quad \dots (311)$$

4. Długość lotu wznoszącego.

Z definicji:

$$\frac{ds}{dt} = v \quad \dots\dots (70)$$

mamy:

$$dt = \frac{ds}{v} \quad \dots\dots (71)$$

Podstawiamy wartość na „dt“ w równanie (310):

$$\frac{Q}{g}\frac{dv}{ds}v = \frac{Q}{2g}\frac{d(v^2)}{ds} = P - c_{x\,śr.}\frac{\varrho}{2}Sv^2 - Q\sin\varphi \; (312)$$

lub:

$$ds = \frac{Q}{2g}\frac{d(v^2)}{P - Q\sin\varphi - c_{x\,śr.}\frac{\varrho}{2}Sv^2} \quad \dots (313)$$

Aby znaleść długość lotu wznoszącego, musimy całkować od:

$$v = v_u \quad \dots\dots\dots (314)$$

do

$$v = v_s \quad \dots\dots\dots (315)$$

gdzie:

v_u = prędkość oderwania się szybowca, t. z. końcowa prędkość rozbiegu, przy której szybowiec odrywa się od ziemi,

v_s = prędkość lecącego samolotu.

Mamy:

$$ds = C\frac{dx}{b - ax} \quad \dots\dots\dots\dots (74\,a)$$

$$s = C\left(-\frac{1}{a}\right)\ln(b - ax) + \text{cons.} \quad (75\,a)$$

$$s = \frac{Q}{g}\left(-\frac{1}{c_{x\,śr.}\,\varrho S}\right)\times$$

$$\times \ln\left|\frac{P - Q\sin\varphi - c_{x\,śr.}\frac{\varrho}{2}Sv_s^2}{P - Q\sin\varphi - c_{x\,śr.}\frac{\varrho}{2}Sv_u^2}\right| \quad (316)$$

5. Wysokość wzniesienia się.

Wysokość wzniesienia się da nam wzór (ryc. 7):

$$z = s\sin\varphi \quad \dots\dots\dots (317)$$

6. Długość lotu w poziomie.

Długość lotu w poziomie „t“ da nam wzór:

$$t = s\cos\varphi \quad \dots\dots (287)$$

7. Kąt natarcia w locie wznoszącym.

Należy zauważyć, że w wypadku lotu wznoszącego, którym się obecnie zajmujemy, celem utrzymania lotu po linji prostej, jak na ryc. 12, kąt natarcia będzie ulegał ciągłej zmianie, gdyż prędkość będzie się ciągle zmieniała. Oczywiście kąt natarcia będzie musiał stale się zmniejszać, czyli pilot w czasie lotu będzie musiał powoli drążek sterowy „oddawać“. W wypadku, gdyby pilot utrzymywał drążek sterowy stale w tem samem położeniu, tor lotu nie mógłby być prostolinijnym, tylko musiałby być linją krzywą, zwróconą wklęsłością do góry, a to z tego powodu, że prędkość będzie wzrastać a więc i nośność skrzydeł będzie coraz większą i to w stosunku kwadratowym do wzrostu prędkości.

Ponieważ w naszych przybliżonych obliczeniach przyjęliśmy tor lotu prostolinijny, więc w zasadzie należałoby w jakikolwiek sposób

uwzględnić zmianę kąta natarcia w czasie lotu wznoszącego. Jednakże to bardzo skomplikowałoby obliczenia, które są tylko orjentacyjnemi choćby z tego powodu, że nie mam dokładnych danych pomiarowych, tyczących się materjałów wybuchowych, np. spółczynnika „k". Aby zatem nie komplikować zbytnio obliczeń, przyjmuję w czasie lotu wznoszącego pewien stały, średni kąt natarcia, zaś prędkość będzie się zmieniała od „v_u" do „v_s".

Celem znalezienia tego średniego kąta natarcia, można postąpić w następujący sposób.

Poprzednio przyjęliśmy, że kąt natarcia w czasie rozbiegu jest stały, określony w ten sposób, że styczna do krzywej biegunowej w tym punkcie ma spółczynnik kierunkowy:

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{1}{\mu} \quad . \; . \; . \; . \; (130)$$

Dla tego punktu z równania (120) mamy:

$$v_u = \sqrt{2 \frac{Q}{S} \frac{1}{c_y \varrho}} \quad . \; . \; . \; . \; . \; (318)$$

W chwili doczepiania się szybowca do lecącego samolotu, t. zn. w chwili, gdy szybowiec osiągnie prędkość „v_s", będziemy mieli, oznaczając spółczynniki dla odpowiedniego kąta natarcia przez „$c_{y\,s}$" i „$c_{x\,s}$":

$$Q \cos \varphi = c_{y\,s} \frac{\varrho}{2} S v_s^2 \quad . \; . \; . \; . \; (319)$$

Po przyjęciu:

$$Q \cos \varphi = \sim Q \quad . \; . \; . \; . \; . \; (320)$$

mamy:

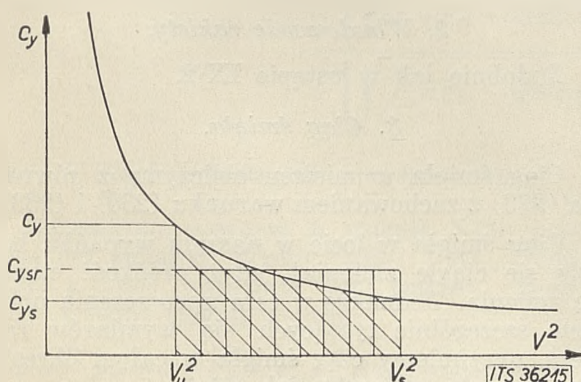
$$c_{y\,s} = 2\, Q \frac{1}{\varrho S} \frac{1}{v_s^2} \quad . \; . \; . \; . \; . \; (321)$$

gdzie:

$c_{y\,s}$ = spółczynnik wyporu całego szybowca, obliczony z powyższego równania, w którem pozatem wszystkie inne wielkości są stałe i znane.

Możnaby teraz przyjąć pewną średnią wartość tych spółczynników wyporu:

$$c_{y\,śr.} = \frac{c_y + c_{y\,s}}{2} = \frac{Q}{\varrho S} \left(\frac{1}{v_u^2} + \frac{1}{v_s^2} \right) \quad . \; (322)$$



Ryc. 13.
Wykres 7. Zależność $c_y = f(v^2)$.

Dla tej wartości „$c_{y\,śr.}$" należy znaleść odpowiadający kąt natarcia „$i_{śr.}$" i spółczynnik oporu „$c_{x\,śr.}$".

Możnaby również postąpić w inny sposób. Przedstawmy mianowicie „c_y" jako funkcję kwadratu prędkości:

$$c_y = 2\, Q \frac{1}{\varrho S} \frac{1}{v^2} \quad . \; . \; . \; . \; . \; (323)$$

Funkcja ta przedstawi się jako hyperbola (wykres 7).

Iloczyn:

$$c_y v^2 = \frac{2}{\varrho} \frac{Q}{S} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; (324)$$

przedstawia pewną wielokrotność obciążenia jednostkowego skrzydeł, czyli jest wartością stałą w każdej chwili.

Podstawiając:

$$Q = P_y \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (325)$$

otrzymamy:

$$c_y v^2 = \frac{2}{\varrho} \frac{P_y}{S} \quad . \; . \; . \; . \; . \; (326)$$

Ze zmianą „v" od „v_u" do „v_s" będzie się zmieniał spółczynnik „c_y" od „c_y" do „$c_{y\,s}$" i siła nośna „P_y" od „P_{y_1}" do „P_{y_2}". Pole:

$$\int_{v_u^2}^{v_s^2} c_y v^2 = \int_{P_{y_1}}^{P_{y_2}} \frac{2}{\varrho} \frac{P_y}{S} \quad . \; . \; . \; (327)$$

przedstawia w pewnej skali sumę sił „P_y" czyli popęd siły nośnej w czasie, w którym szybowiec nabiera prędkości od „v_u" do „v_s". W naszym wypadku ta siła nośna ma być stałą, równą „$Q \cos \varphi$" względnie „Q", gdyż tor jest prostolinijny. Wyrażenie (327) możemy przedstawić:

$$\int_{v_u^2}^{v_s^2} c_y v^2 = c_{y\,śr.} \int_{v_u^2}^{v_s^2} v^2 = c_{y\,śr.} (v_s^2 - v_u^2) \quad . \; (328)$$

Zamieniając więc pole zakreskowane na prostokąt, otrzymamy pewną wartość „$c_{y\,śr.}$", dla której następnie możemy znaleść „$c_{x\,śr.}$" i „$i_{śr.}$".

Wartości na „$c_{y\,śr.}$", obliczone na powyższe dwa sposoby, trochę się różnią od siebie, lecz to praktycznie jest bez znaczenia, gdyż wogóle wartości „$c_{y\,śr.}$" nie są duże i skutkiem tego nie wywierają dużego wpływu na wyniki obliczeń. Wartości, obliczone przy pomocy wzoru (322), są trochę większe od wartości, obliczonych przy pomocy wzoru (328). Różnice dochodzą do $10\% \div 23\%$.

8. *Czas lotu.*

Z wzoru (310):

$$dt = \frac{Q}{g} \frac{1}{P - Q \sin \varphi - c_{x\,śr.} \frac{\varrho}{2} S v^2} dv \,. \quad (329)$$

$$t_w = \frac{Q}{g} \int_{v_u}^{v_s} \frac{dv}{P - Q \sin \varphi - c_{x\,śr.} \frac{\varrho}{2} S v^2} \quad (330)$$

Na podstawie (141 a) i (142 a):

$$t_w = \frac{Q}{g} \frac{1}{2\sqrt{(P - Q\sin\varphi)\, c_{x\,\text{śr.}} \frac{\varrho}{2} S}} \times \ln \left\{ \frac{\left[\sqrt{(P - Q\sin\varphi)\, c_{x\,\text{śr.}} \frac{\varrho}{2} S} + c_{x\,\text{śr.}} \frac{\varrho}{2} S v_s\right] \times}{\left[\sqrt{(P - Q\sin\varphi)\, c_{x\,\text{śr.}} \frac{\varrho}{2} S} - c_{x\,\text{śr.}} \frac{\varrho}{2} S v_s\right] \times} \frac{\times \left[\sqrt{(P - Q\sin\varphi)\, c_{x\,\text{śr.}} \frac{\varrho}{2} S} - c_{x\,\text{śr.}} \frac{\varrho}{2} S v_u\right]}{\times \left[\sqrt{(P - Q\sin\varphi)\, c_{x\,\text{śr.}} \frac{\varrho}{2} S} + c_{x\,\text{śr.}} \frac{\varrho}{2} S v_u\right]} \right\} \quad \ldots \ldots \ldots \ldots \quad (331)$$

9. Ruch jednostajnie przyśpieszony.

Powyżej przyjęliśmy pewne średnie wartości spółczynników wyporu i oporu „$c_{x\,\text{śr.}}$" i „$c_{y\,\text{śr.}}$" dla kąta „$i_{\text{śr.}}$". W pierwszem obliczeniu możemy również przyjąć pewną nieistotną prędkość „$v_{\text{śr.}}$", potrzebną nam tylko do obliczenia siły przyśpieszającej i siły rakiety. Mamy:

$$v_{\text{śr.}} = \sqrt{2Q \frac{1}{\varrho S} \frac{1}{c_{y\,\text{śr.}}}} \quad \ldots \quad (332)$$

W czasie całego lotu średni opór aerodynamiczny będzie wynosił:

$$P_{x\,\text{śr.}} = c_{x\,\text{śr.}} \frac{\varrho}{2} S v_{\text{śr.}}^2 \quad \ldots \quad (333)$$

Siła przyśpieszająca średnia, stała w czasie całego lotu:

$$P_{p\,\text{śr.}} = \frac{Q}{g} p_{\text{śr.}} = P - c_{x\,\text{śr.}} \frac{\varrho}{2} S v_{\text{śr.}}^2 - Q \sin\varphi \quad (334)$$

Średnie przyśpieszenie stałe:

$$p_{\text{śr.}} = \frac{g}{Q} (P - c_{x\,\text{śr.}} \frac{\varrho}{2} S v_{\text{śr.}}^2 - Q \sin\varphi) \quad (335)$$

Ponieważ ruch jednostajnie przyśpieszony, więc:

$$v_s - v_u = p_{\text{śr.}}\, t_w \quad \ldots\ldots \quad (336)$$

$$t_w = \frac{v_s - v_u}{p_{\text{śr.}}} \quad \ldots\ldots \quad (337)$$

$$s = v_u t_w + \frac{1}{2} p_{\text{śr.}}\, t_w^2 \quad \ldots \quad (338)$$

Wyniki, otrzymane przy pomocy wzorów (337) i (338), różnią się od wyników, otrzymanych przy pomocy wzorów dokładnych (316) i (331). Jednakże wzory dokładne są bardzo długie i operowanie niemi może sprawiać pewne trudności. Dlatego w takich wstępnych obliczeniach należy posługiwać się wzorami (337) i (338), opartemi na założeniu ruchu jednostajnie przyśpieszonego, a wystarczającemi zupełnie do przybliżonych obliczeń długości i czasu lotu. Różnice w czasach, obliczonych przy pomocy wzorów (331) i (337), dochodzą do $\sim 10\%$, co przy niewielkich wogóle czasach nie jest dużo, zaś różnice w długościach lotu dochodzą do 20%.

10. Siła pociągowa rakiety.

Z równania (335) mamy:

$$P = \frac{Q}{g} p_{\text{śr.}} + c_{x\,\text{śr.}} \frac{\varrho}{2} S v_{\text{śr.}}^2 + Q \sin\varphi \quad (339)$$

11. Średnica, ciężar i długość naboju rakietowego.

Nabój rakietowy będzie pełny na całej długości. Średnicę naboju otrzymamy z wzorn (168) lub (169), ciężary z (172), (294), (188)÷(190), długość z (175).

12. Przyśpieszenie szybowca.

Z wzoru (311) przyśpieszenie na początku lotu wznoszącego:

$$p_{o\,w.} = \frac{g}{Q} (P - c_x \frac{\varrho}{2} S v_u^2 - Q \sin\varphi) \quad . \ (340)$$

Na końcu lotu wznoszącego:

$$p_{k\,w.} = \frac{g}{Q} (P - c_{x\,s} \frac{\varrho}{2} S v_s^2 - Q \sin\varphi) \ . \ (341)$$

XII. Start szybowca z silnikiem słabej mocy do lotu ciągowego (do holu) przy pomocy rakiety prochowej.

1. Sytuacja.

Podobnie jak w ustępie XI/1, z tą różnicą, że szybowiec jest zaopatrzony w silnik słabej mocy. Należy zaznaczyć, że w wypadku lotu przy pomocy samego napędu śmigło - silnikowego, gdy silnik jest słabej mocy, tego rodzaju zwiększenie szybkości lotu, o które chodzi nam właśnie, może się okazać niemożliwem i należy nadać szybowcowi przyśpieszenie przy pomocy np. lin gumowych lub, jak w naszym wypadku, przy pomocy rakiety prochowej.

Obliczenia przeprowadzam pod temi samemi założeniami co w rozdziale XI, z dodatkiem, że η śmigła jest stałe w całym zakresie prędkości.

2. Wbudowanie rakiety.

Podobnie jak w ustępie IX/2.

3. Ciąg śmigła.

Ciąg śmigła w miejscu obliczymy z równania (229) z zachowaniem warunku (230) i (233).

Ciąg śmigła w locie w naszym wypadku będzie się ciągle zmieniał, gdyż prędkość ciągle się zmienia. Jednakże w celu uproszczenia obliczeń, szczególnie tyczących się wymiarów rakiety, przyjmiemy ciąg śmigła w całym okresie lotu za stały, obliczony jak niżej:

$$F_{\text{śr}} = F_0 - c_s\, S \frac{\varrho}{2} v_{\text{śr}}^2 \quad \ldots \quad (342)$$

Moc minimalną, nominalną i spółczynnik nadmiaru mocy obliczymy, jak w ustępie VII/3.

Należy zawsze sprawdzić, czy przypadkowo moc silnika nie wystarcza do lotu z prędkością „v_s". Ta konieczna moc silnika przedstawi się wzorem:

$$N_s = \frac{P_{xs}\, v_s}{75\,\eta_{śm.}} = \frac{C_{xs}\frac{\varrho}{2}\, v_s^3}{75\,\eta_{śm.}} \quad . \; . \; . \; . \; (342\text{a})$$

Gdy $N_c < N_s$, to użyjemy rakiety.

4. Równanie ruchu wznoszącego się szybowca.

$$\frac{Q}{g}\frac{dv}{dt} = P + F_{śr.} - c_{x\,śr.}\frac{\varrho}{2} S v^2 - Q\sin\varphi. \quad (343)$$

Siła przyśpieszająca:

$$P_p = P + F_{śr.} - c_{x\,śr.}\frac{\varrho}{2} S v^2 - Q\sin\varphi. \quad . \; (344)$$

5. Długość lotu wznoszącego.

Równanie (316) przybierze postać:

$$s = \frac{Q}{g}\left(-\frac{1}{c_{x\,śr.}\,\varrho S}\right)\times$$

$$\times \ln\left|\frac{P + F_{śr.} - Q\sin\varphi - c_{x\,śr.}\frac{\varrho}{2} S v_s^2}{P + F_{śr.} - Q\sin\varphi - c_{x\,śr.}\frac{\varrho}{2} S v_u^2}\right|. \quad (345)$$

6. Wysokość wzniesienia się i długość lotu w poziomie.

Wzory (317) i (287) pozostają bez zmiany.

7. Kąt natarcia w locie wznoszącym.

Rozważania ustępu XI/7. pozostają bez zmiany.

8. Czas lotu.

Wzór (331) przejdzie na:

$$t_w = \frac{Q}{g}\,\frac{1}{2\sqrt{(P + F_{śr.} - Q\sin\varphi)\, c_{x\,śr.}\frac{\varrho}{2} S}}\times$$

$$\times \ln\left|\frac{\left[\sqrt{(P + F_{śr.} - Q\sin\varphi)(c_{x\,śr.}\frac{\varrho}{2} S)} + c_{x\,śr.}\frac{\varrho}{2} S v_s\right]\times}{\left[\sqrt{(P + F_{śr.} - Q\sin\varphi)(c_{x\,śr.}\frac{\varrho}{2} S)} - c_{x\,śr.}\frac{\varrho}{2} S v_s\right]\times}\right.$$

$$\left.\frac{\times\left[\sqrt{(P + F_{śr.} - Q\sin\varphi)(c_{x\,śr.}\frac{\varrho}{2} S)} - c_{x\,śr.}\frac{\varrho}{2} S v_u\right]}{\times\left[\sqrt{(P + F_{śr.} - Q\sin\varphi)(c_{x\,śr.}\frac{\varrho}{2} S)} + c_{x\,śr.}\frac{\varrho}{2} S v_u\right]}\right| \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (346)$$

9. Ruch jednostajnie przyśpieszony.

Rozważania zawarte w ustępie XI/9, pozostają bez zmiany. Wzory (332), (333), (336), (337) i (338) pozostają bez zmiany. Wzory (334) i (335) ulegną zmianie.

$$P_{p\,śr.} = \frac{Q}{g} p_{śr.} = P + F_{śr.} - c_{x\,śr.}\frac{\varrho}{2} S v_{śr.}^2 - Q\sin\varphi. \quad (347)$$

$$p_{śr.} = \frac{g}{Q}(P + F_{śr.} - c_{x\,śr.}\frac{\varrho}{2} S v_{śr.}^2 - Q\sin\varphi). \quad (348)$$

10. Siła pociągowa rakiety.

Wzór (339) przybierze postać:

$$P = \frac{Q}{g} p_{śr.} + c_{x\,śr.}\frac{\varrho}{2} S v_{śr.}^2 + Q\sin\varphi - F_{śr.} \quad (349)$$

11. Średnica, ciężar i długość naboju rakietowego.

Nabój rakietowy będzie pełny na całej długości. Średnicę naboju otrzymamy z wzoru (168) lub (169), ciężary z (172), (294), (188) ÷ (190), długość z (175).

12. Przyśpieszenie szybowca.

Na początku lotu wznoszącego:

$$p_{ow} = \frac{g}{Q}(P + F_0 - c_s S\frac{\varrho}{2} v_u^2 - c_x\frac{\varrho}{2} S v_u^2 - Q\sin\varphi). \quad (350)$$

Na końcu lotu wznoszącego:

$$p_{kw} = \frac{g}{Q}(P + F_0 - c_s S\frac{\varrho}{2} v_s^2 - c_{xs}\frac{\varrho}{2} S v_s^2 - Q\sin\varphi). \quad (351)$$

Uwagi, tyczące się wzorów dokładnych i wzorów przybliżonych na „$c_{y\,śr.}$", długość i czas lotu, pozostają te same, co w rozdziale poprzednim.

XIII. Lot poziomy szybowca przy pomocy rakiety prochowej.

Przyjmujemy następującą sytuację: pilot przelatuje z kominka do kominka. W celu nietracenia wysokości zapala rakietę i lot odbywa się w poziomie. Przyjmujemy, że lot odbywa się na kącie natarcia największej doskonałości.

Zachowując poprzednie oznaczenia, będziemy mieli:

a) Prędkość lotu w poziomie z wzoru (232).

b) Siła pociągowa rakiety:

$$P = \frac{c_{x_0}}{c_{y_0}}\, Q. \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; (352)$$

c) Oznaczając odległość kominków przez „s", mamy czas przelotu (ryc. 14):

$$t_p = \frac{s}{v_p} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (353)$$

d) Średnica naboju rakietowego z wzoru (168).

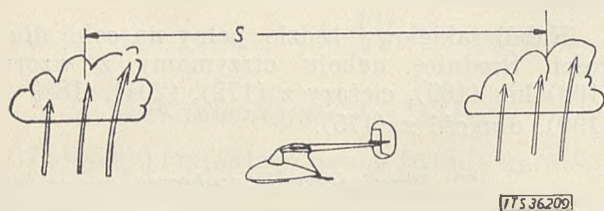
e) Ciężar w jednej sekundzie z wzoru (172).

f) Ciężar całkowity naboju rakietowego:

$$G_c = G_s\, t_p \quad \ldots\ldots \quad (354)$$

g) Długość naboju rakietowego z wzoru (175).

h) Ciężar całej rakiety z wzorów (188)÷(190).



Ryc. 14.
Lot poziomy szybowca.

XIV. Lot poziomy szybowca z silnikiem słabej mocy przy pomocy rakiety prochowej.

Sytuacja podobna jak w poprzednim rozdziale z tą różnicą, że lot odbywa się przy pomocy napędu śmigło-silnikowego i rakietowego. Rakiety używamy w celu zwiększenia szybkości, której nie moglibyśmy osiągnąć przy działaniu tylko napędu śmigło-silnikowego. Zachowując poprzednie oznaczenia, będziemy mieli następujący tok obliczeń:

a) Obieramy pewną prędkość lotu „v_c".

b) Obliczamy spółczynnik wyporu:

$$c_{yc} = 2\,Q\,\frac{1}{\varrho S}\,\frac{1}{v_c^2} \quad \ldots\ldots \quad (355)$$

c) Dla tego spółczynnika wyporu znachodzimy z biegunowej „c_{xc}" i kąt natarcia „i_c".

d) Ciąg śmigła:

$$F_c = F_0 - c_s\,S\,\frac{\varrho}{2}\,v_c^2 \quad \ldots\ldots \quad (356)$$

e) Siła pociągowa rakiety:

$$P = c_{xe}\,\frac{\varrho}{2}\,S\,v_c^2 - F_c \quad \ldots\ldots \quad (357)$$

f) Czas lotu (ryc. 8):

$$t_c = \frac{s}{v_c} \quad \ldots\ldots \quad (358)$$

g) Średnica naboju rakietowego z wzoru (168).

h) Ciężar w 1 sekundzie z wzoru (172).

j) Ciężar całkowity naboju rakietowego:

$$G_c = G_s\, t_c \quad \ldots\ldots \quad (359)$$

k) Długość naboju rakietowego z wzoru (175).

l) Ciężar całej rakiety z wzorów (188)÷(190).

Obliczymy teraz prędkość lotu przy działaniu samego napędu śmigła silnikowego. Oznaczając odpowiednie spółczynniki przez „c_{ycb}" i „c_{xcb}", mamy:

$$Q = c_{ycb}\,\frac{\varrho}{2}\,S\,v_{c_1}^2 \quad \ldots\ldots \quad (360)$$

$$75\,N_c = c_{xcb}\,\frac{\varrho}{2}\,S\,v_{c_1}^3 \quad \ldots\ldots \quad (361)$$

Po podniesieniu do 6 potęgi i podzieleniu mamy:

$$\frac{c_{ycb}^3}{c_{xcb}^2} = \frac{Q^3}{(75\,N_c)^2} \quad \ldots\ldots \quad (362)$$

Kreślimy zatem funkcję:

$$\frac{c_y^3}{c_x^2} = f(c_y) \quad \ldots\ldots \quad (288)$$

i znachodzimy na tej krzywej punkt, odpowiadający równaniu (362). Dla tego punktu mamy zatem „c_{ycb}" i „c_{xcb}".

j) Prędkość lotu przy działaniu tylko napędu śmigło-silnikowego:

$$v_{c_1} = \sqrt{2\,Q\,\frac{1}{\varrho S}\,\frac{1}{c_{ycb}}} \quad \ldots\ldots \quad (363)$$

k) Czas lotu:

$$t_{c_1} = \frac{s}{v_{c_1}} \quad \ldots\ldots \quad (364)$$

XV. Lot ślizgowy szybowca przy pomocy rakiety prochowej.

Przyjmujemy następującą sytuację: szybowiec leci lotem ślizgowym z komina do komina (ryc. 15). Ponieważ chodzi o to, by na danej odległości „t" utrata wysokości „Z" była jak najmniejszą, więc lot musi się odbywać na kącie natarcia największej doskonałości. Zachowując poprzednie oznaczenia, mamy z ryc. 15:

$$\operatorname{tg}\varphi = \frac{c_{x_0}}{c_{y_0}} \quad \ldots\ldots \quad (365)$$

Mając odległość kominków „t", obliczymy wielkość utraty wysokości bez uwzględniania opadania w prądach „duszących".

$$z = t\,\operatorname{tg}\varphi \quad \ldots\ldots \quad (366)$$

Długość lotu:

$$s = \frac{t}{\cos\varphi} \quad \ldots\ldots \quad (367)$$

Prędkość lotu:

$$v_p = \sqrt{\frac{2\,Q\cos\varphi}{c_{y_0}\,S\,\varrho}} \quad \ldots\ldots \quad (368)$$

Czas lotu:

$$t_p = \frac{s}{v_p}, \quad \ldots\ldots \quad (369)$$

gdzie:

v_p = prędkość lotu na kącie natarcia największej doskonałości z wzoru (368).

W celu zmniejszenia spadku wysokości do wielkości „z_1" zastosujemy rakietę.

Obieramy:

$$\frac{z}{z_1} = m \quad \ldots\ldots \quad (370)$$

Dalej:

$$\operatorname{tg}\varphi_1 = \frac{z_1}{t} \quad \ldots\ldots \quad (371)$$

$$s_1 = \frac{t}{\cos\varphi_1} \quad \ldots\ldots \quad (372)$$

Zakładamy, że lot odbywa się dalej na kącie natarcia największej doskonałości. Zatem:

$$v_{p_1} = \sqrt{\frac{2\,Q\cos\varphi_1}{\varrho\,S\,c_{y_0}}} \quad \ldots\ldots \quad (373)$$

Siła pociągowa rakiety:

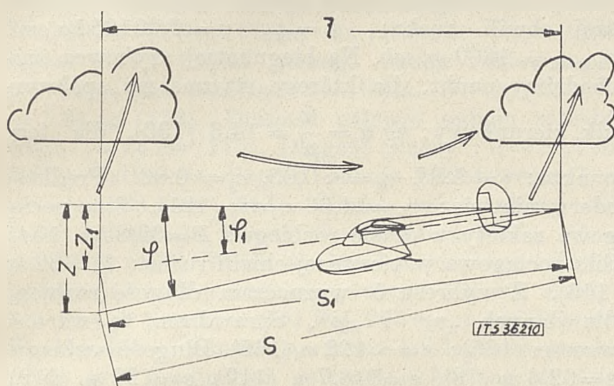
$$P = c_{x_0}\,\frac{\varrho}{2}\,S\,v_{p_1}^2 - Q\sin\varphi_1 \quad \ldots\ldots \quad (374)$$

Czas lotu: $t_{s_1} = \frac{s_1}{v_{p_1}}$ . . . . (375)

Średnicę naboju rakietowego da nam wzór (168), ciężar w 1 sekundzie wzór (172), ciężar całkowity naboju rakietowego da nam wzór:

$$G_c = G_s\, t_{s_1} \ldots \ldots \quad (376)$$

Długość naboju rakietowego z wzoru (175), zaś ciężar całej rakiety z wzorów (188)÷(190).



Ryc. 15.
Lot ślizgowy szybowca.

XVI. Przelot na termice kominowej przy pomocy rakiet prochowych (motoszybowiec rakietowy).

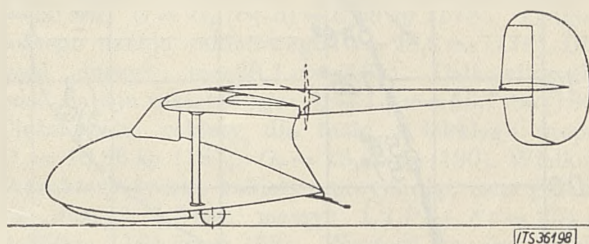
Napęd rakietowy — jak się nam wydaje na podstawie ustępów XIII. i XV. — może znaleźć zastosowanie do motoszybowca zamiast napędu silnikowego. Przyjmujemy następującą sytuację: pilot leci na przelot na termice kominowej na szybowcu, który posiada pewien udźwig użyteczny np. na szybowcu 2-osobowym, ale bez pasażera. Zamiast pasażera pilot zabiera pewną ilość rakiet prochowych. Przelatując z komina do komina, może pilot albo lecieć zupełnie poziomo przy pomocy rakiety prochowej, albo lotem ślizgowym, nie tracąc jednak dzięki rakiecie tyle na wysokości, ileby stracił, gdyby leciał bez współdziałania rakiety. Dzięki zastosowaniu rakiet pilot zyskuje na szybkości przelotowej i na czasie, potrzebnym do osiągnięcia zamierzonego celu. Pilot nie będzie potrzebował krążyć długo w kominie, celem nabrania dużych wysokości. Może także, posiadając pomocniczy napęd rakietowy, nadać przelotowi określony kierunek przez to, że nie jest zdany na lot pod cumulusami, znajdującemi się najbliżej, lecz może wybierać dalsze. Do przelotu z komina do komina w motoszybowcach, dotychczas projektowanych, jako napęd przewidywany jest zespół śmigło - silnikowy z motorkiem słabej mocy. Tu jednak zachodzić będą trudności z zapuszczaniem takiego silnika w locie. Pozatem stojące śmigło i silnik, choćby okapotowany, psują bardzo własności aerodynamiczne szybowca. Przy użyciu rakiet prochowych wady te odpadają, rakiety nie psują zewnętrznych kształtów szybowca ani jego własności aerodynamicznych; motoszybowiec rakietowy może posiadać doskonały kształt aerodynamiczny.

Oczywiście, zabrany materjał pędny (proch) w motoszybowcu rakietowym będzie wyzyskany z gorszą sprawnością, niż paliwo w motoszybowcu z zespołem śmigło - silnikowym (benzyna). W porównaniu jednak z motoszybowcem silnikowym odpada w motoszybowcu rakietowym ciężar silnika, choć z drugiej strony proch jest znacznie cięższy od benzyny. Do dalszego wyjaśnienia pozostawiamy sprawę kosztów napędu rakietowego i ściślejsze porównanie obu rodzajów motoszybowców.

XVII. Tok obliczeń i przykłady obliczeniowe[10]).

1. Start szybowca z terenu płaskiego na płozach.

Wybieram szybowiec I. T. S. VIII bez silnika z rakietą wbudowaną z tyłu. Szkic szybowca i jego krzywą biegunową mamy poniżej. Dane: Q całkowite razem z rakietą $= 205\,kg$, $S = 17{,}7\,m^2$. Przyjmuję start na płozach: $\mu_s = 0{,}6$, $\mu = 0{,}2$, $\frac{1}{\mu} = 5$, $p = 0{,}09\,g$ (przyśpieszenie na początku rozbiegu), $p_s = 0{,}2\,g$ (przyśpieszenie w pierwszej chwili ruchu), materjał pędny — proch czarny: $k = \frac{1}{3}$, $\gamma = 1{,}65\,kg/dcm^3 = 0{,}00165\,kg/cm^3$, $c_{a\,rz.} = 1600\,m/sek.$



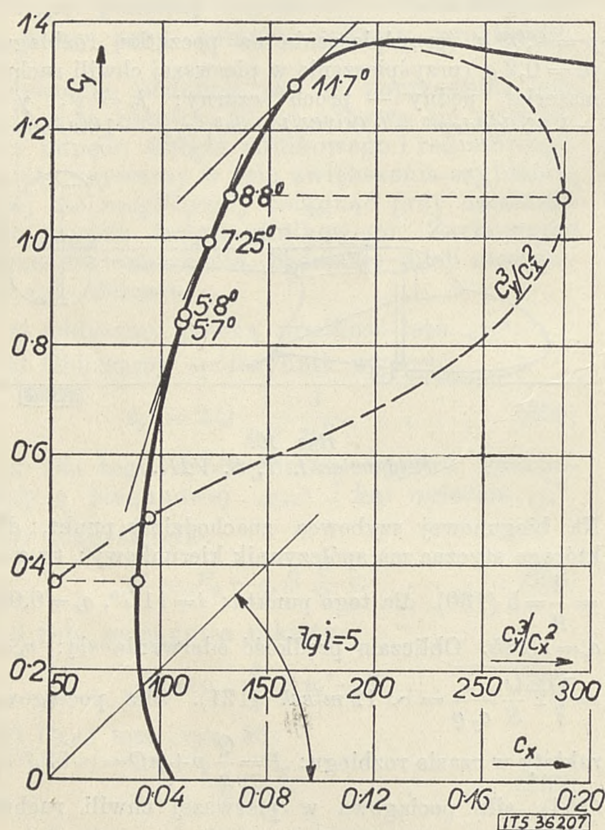
Ryc. 16.
Szybowiec I. T. S. VIII.

Na biegunowej szybowca znachodzimy punkt, dla którego styczna ma spółczynnik kierunkowy: $\operatorname{tg} \alpha = \frac{1}{\mu} = 5$ (130), dla tego punktu: $i = 11{,}7^0$, $c_x = 0{,}09$, $c_y = 1{,}285$. Obliczam prędkość oderwania się: $v_u = \sqrt{2 \frac{Q}{S} \frac{1}{c_y\, \varrho}} = \sim 12\, m/sek$ (121). Siła pociągowa rakiety w czasie rozbiegu: $P = \frac{Q}{g}\, p + \mu Q = \sim 59{,}5\, kg$ (154), siła pociągowa w pierwszej chwili ruchu: $P_s = \frac{Q}{g}\, p_s + \mu_s Q = 164\, kg$ (155). Z wykresu 5 wyznaczam długość rozbiegu dla danych „v_u" i „p". Sprawdzam tę wartość wzorem (165): $s = \frac{1}{2} v_u^2 \frac{1}{p} = \sim 82\, m$ (165). Długość rozbiegu: $s = \sim 51\, m$ (78), $s = \sim 55{,}6\, m$ (117), $s = \sim 82{,}7\, m$ (119). Czas rozbiegu: $t = \sim 10\, sek$ (144), $t = \sim 9{,}26\, sek$ (116), $t = \sim 13{,}8\, sek$ (145). Przyśpieszenie w chwili oderwania się szybowca:

$$p_0 = \frac{g}{Q}\left\{(P - \mu Q) + (\mu\, c_y - c_x)\, S \frac{\varrho\, v_u^2}{2}\right\} = 0{,}22\, g \quad (150).$$

[10]) Żmudne obliczenia do tych przykładów, tudzież wszystkie rysunki i wykresy do poniższego artykułu wykonał p. Józef Niespał, technik-rysownik Instytutu Techniki Szybownictwa, za co Mu na tem miejscu składam podziękowanie.

Spółczynnik Neumarka „zmian przyśpieszenia przy starcie“: $\beta = \left(\frac{c_x - \mu c_y}{c_y}\right) : \left(\frac{P}{Q} - \mu\right) = -1,45$ (167 a). Według ustępu V/11 przyśpieszenie zatem rośnie w czasie rozbiegu. Długość rozbiegu, obliczona wzorem (78), jest więc bardziej zbliżoną do rzeczywistości, niż długości obliczone podług wzorów (117), (119) i (167), opartych na przyjęciu stałego przyśpieszenia, względnie bardzo uproszczonych. Podobnie czas, obliczony podług wzoru (144), jest najbardziej zbliżonym do rzeczywistości. Sprawdzamy: $p_0 = (-\beta)\, p + p = 0,2205\, g$ (167 f). Średnica naboju rakietowego: $d = \sqrt{4 P \frac{3}{\pi}} = 15\, cm$ (170). Ciężar na sekundę: $G_s = P \frac{g}{c_{a\,rz.}} = 0,363\, kg/sek$ (172). Ciężar pełnego naboju rakietowego: przyjmuję czas rozbiegu: $t = 10\, sek.$ $G = G_s(t+3) = 4,72\, kg$ (173). Długość pełnego naboju rakietowego: $l = 16,3\, cm$ (176).



Ryc. 17.
Wykres 8. Biegunowa szybowca I. T. S. VIII.

Długość „duszy“: $w = 2 P_s \frac{3}{d\pi} = 20,9\, cm$ (185). Całkowita długość naboju rakietowego: $l_c = l + w = 37,2\, cm$ (186). Ciężar całej rakiety dla łuski z lekkiego stopu: $G_c = \sim 8,85\, kg$ (187). $G_r = \frac{100}{82} G_c = \sim 10,79\, kg$ (190). Wielkość charakterystyczna rakiety: przyjmując czas palenia się „duszy“ 1,2 *sek*, mamy:

$1,2\, P_s + P(t+3) = 197 + 773 = \sim 970\, kgsek$ (59). Jak widać, wielkość charakterystyczna rakiety leży poniżej wartości dla rakiet Sandera (IV/1). Koszt rakiety: oznaczając koszt 1 kilograma prochu przez „a“ i przyjmując, że koszta robocizny wynoszą około 100% kosztów materjałów, mamy: koszt rakiety $= 2\, G_c Q = 17,7\, a$.

2. Start szybowca z terenu płaskiego na kołach.

Szybowiec I. T. S. VIII bez silnika z rakietą. Dane: całkowity ciężar szybowca $Q = 205\, kg$, $S = 17,7\, m^2$. Przyjmuję start na kółkach: $\mu_s = 0,2$, $\mu = 0,07$, $\frac{1}{\mu} = \sim 14,3$, $p = 0,09\, g$ (przyśpieszenie na początku rozbiegu), $p_s = 0,2\, g$ (przyśpieszenie w pierwszej chwili ruchu), $k = \frac{1}{3}$, $\gamma = 0,00165\, kg/cm^3$, $c_{a\, rzecz.} = 1600\, m/sek$. Na biegunowej szybowca znachodzimy punkt, dla którego styczna ma spółczynnik kierunkowy: $\operatorname{tg} \alpha = \frac{1}{\mu} = 14,3$ (130), dla tego punktu: $i = 5,8°$, $c_x = \sim 0,05$, $c_y = 0,86$. Prędkość oderwania się: $v_u = 14,66\, m/sek$ (121). Siła pociągowa rakiety w czasie rozbiegu: $P = 32,8\, kg$ (154). Siła pociągowa w pierwszej chwili ruchu: $P_s = 82\, kg$ (155). Z wykresu 5 wyznaczam długość rozbiegu dla danych „v_u“ i „p“. Sprawdzam tę wartość wzorem (165): $s = \sim 122\, m$ (165). Długość rozbiegu: $s = 92,6\, m$ (78), $s = 116,7\, m$ (117), $s = 122\, m$ (119). Czas rozbiegu: $t = 15,96\, sek$ (144), $t = 15,9\, sek$ (116), $t = 16,6\, sek$ (145). Przyśpieszenie w chwili oderwania się szybowca: $p_0 = 0,101\, g$. Spółczynnik Neumarka: $\beta = -0,1317$. Sprawdzamy: $p_0 = (-\beta)\, p + p = 0,101\, g$ (167 f). Przyśpieszenie rośnie w czasie rozbiegu. Długość rozbiegu i czas rozbiegu obliczone dokładnemi wzorami (78) i (144), są najbardziej zbliżone do rzeczywistości. Średnica naboju rakietowego: $d = 11,2\, cm$ (170). Ciężar na sekundę: $G_s = 0,201\, kg$ (172). Ciężar pełnego naboju rakietowego: przyjmuję czas rozbiegu: $t = 16\, sek$, $G = G_s(t+3) = 3,82\, kg$ (173). Długość pełnego naboju rakietowego: $l = 23,55\, cm$ (176). Długość „duszy“, $w = 14\, cm$ (185). Całkowita długość naboju rakietowego: $l_c = l + w = 37,55\, cm$ (186). Ciężar całej rakiety dla łuski z lekkiego stopu: $G_c = 5,33\, kg$ (187). $G_r = 6,5\, kg$ (190). Wielkość charakterystyczna rakiety: przyjmując czas palenia się „duszy“ 1,2 *sek*, mamy:

$1,2\, P_s + P(t+3) = 98,4 + 524,8 = 623,2\, kgsek$ (59). Wartość ta leży poniżej wartości dla rakiet Sandera. Koszt rakiety. Oznaczając koszt 1 kilograma prochu przez „a“, mamy: koszt rakiety: $2\, G_c a = 10,66\, a$.

3. Start szybowca ze zbocza na płozach.

Szybowiec I. T. S. VIII bez silnika z rakietą. Dane: $Q = 205\, kg$, $S = 17,7\, m^2$. Start na płozach: $\mu_s = 0,6$, $\mu = 0,2$, $\frac{1}{\mu} = 5$, $p = 0,09\, g$ (przyśpieszenie na początku rozbiegu), $p_s = 0,2\, g$ (przyśpieszenie w pierwszej chwili ruchu). Ponieważ: $\operatorname{tg} \alpha = \frac{1}{\mu} = 5$ (130), więc: $i = 11,7°$, $c_x = 0,09$, $c_y = 1,285$, $k = \frac{1}{3}$, $\gamma = 0,00165\, kg/cm^3$, $c_{a\, rz.} = 1600\, m/sek$. Kąt nachylenia zbocza do poziomu przyjmuję: $\varphi = 10°$. Prędkość oderwania się szybowca: $v_u = \sim 12\, m/sek$ (121). Siła pociągowa rakiety w czasie rozbiegu: $P = 22,7\, kg$ (211). Siła pociągowa w pierwszej chwili ruchu: $P_s = 126,05\, kg$ (212). Z wykresu 5 wyznaczam długość rozbiegu dla danych „v_u“ i „p“. Sprawdzam tę wartość wzorem (165): $s = \sim 82\, m$ (165). Długość rozbiegu: $s = \sim 50,6\, m$ (195), $s = \sim 55,2\, m$

(203), $s = \sim 81{,}5\ m$ (204). Czas rozbiegu: $t = 9{,}95$ *sek* $= \sim 10$ *sek* (205), $t = \sim 9{,}18$ *sek* (202), $t = \sim 13{,}6$ *sek* (206). Przyśpieszenie w chwili oderwania się szybowca: $p_0 = 0{,}218\ g$ (210). Spółczynnik Neumarka „zmian przyśpieszenia przy starcie": $\beta = -1{,}45$ (167 a). Według V/11 przyśpieszenie zatem rośnie w czasie rozbiegu. Długość i czas rozbiegu, obliczone podług wzorów (195) i (205), są więc bardziej zbliżone do rzeczywistości, niż długość i czas rozbiegu, obliczone podług wzorów (203), (204), (202) i (206). Średnica naboju rakietowego: $d = 9{,}32 = \sim 10\ cm$ (170). Ciężar na sekundę: $G_s = 0{,}139$ *kg/sek* (172). Ciężar pełnego naboju rakietowego: przyjmuję czas rozbiegu: $t = 10$ *sek*. $G = G_s\,(t+3) = 1{,}81\ kg$ (173). Długość pełnego naboju rakietowego: $l = 14\ cm$ (175). Długość „duszy": $w = 24{,}1\ cm$ (185). Całkowita długość naboju rakietowego: $l_c = l + w = 38{,}1\ cm$ (186). Ciężar całej rakiety dla łuski z lekkiego stopu: $G_c = \sim 4{,}0\ kg$ (187), $G_r = 4{,}88\ kg$ (190). Wielkość charakterystyczna rakiety: przyjmując czas palenia się „duszy" 1,2 *sek*, mamy: $1{,}2\ P_s + P\,(t+3) = 151{,}5 + 295 = \sim 446{,}5$ *kgsek*. Koszt rakiety: oznaczając koszt 1 kilograma prochu przez „a" i przyjmując, że koszta robocizny wynoszą około 100°/₀ kosztów materjałów, mamy: koszt rakiety $= 2\ G_c\,a = 8\ a$.

4. Start szybowca z silnikiem bardzo słabej mocy z terenu płaskiego na płozach.

(1 przypadek).

Wybieram szybowiec I. T. S. VIII. ze słabym silnikiem i z rakietą wbudowaną z tyłu. Szkic szybowca i krzywa biegunowa jak w przykładzie 1. Silnik jest w ten sposób dobrany, że jego moc wystarcza do lotu poziomego na kącie natarcia największej doskonałości. Nadmiar mocy jest nieznaczny. Dane: całkowity ciężar szybowca z silnikiem i z rakietą $Q = 270\ kg$, $S = 17{,}7\ m^2$, $\mu_s = 0{,}6$, $\mu = 0{,}2$. Do startu razem z rakietą obieram przyśpieszenie na początku rozbiegu: $p = 0{,}05\ g$. Przyśpieszenie w pierwszej chwili ruchu: $p_s = 0{,}2\ g$. Z biegunowej dla kąta największej doskonałości mamy: $c_{x_0} = 0{,}05$, $c_{y_0} = 0{,}85$, $i_0 = 5{,}6^0$. Dalej dla kąta natarcia w punkcie biegunowej, w którym styczna ma spółczynnik kierunkowy niżej podany, mamy: $\operatorname{tg}\alpha = \frac{1}{\mu} = 5$ (130), $c_x = 0{,}09$, $c_y = 1{,}285$, $i = 11{,}7^0$, η śmigła $= 0{,}65$. Ponieważ silnik jest słabej mocy, więc musimy użyć małego śmigła, zatem spółczynnik „c_s" będzie nieduży: $c_s = 0{,}03$. Spółczynnik, określający nadmiar mocy: $a = 1{,}25$. Proch czarny: $k = \frac{1}{3}$, $\gamma = 0{,}00165\ kg/cm^3$, $c_{a\,rz.} = 1600\ m/sek$. Obliczamy najpierw moc silnika. Ciąg śmigła w locie poziomym na kącie natarcia największej doskonałości: $F_p = 15{,}88\ kg$ (225). Prędkość w locie poziomym na kącie natarcia największej doskonałości: $v_p = 16{,}9\ m/sek$ (232). Moc silnika, potrzebna do lotu poziomego na kącie natarcia największej doskonałości: $N_p = 5{,}52$ KM (226). Moc nominalna silnika: $N_c = N_p\,a = \sim 7$ KM (227). Ciąg śmigła w miejscu: $F_0 = 3\,N_c = 21\ kg$ (229). Stosunek ciągu śmigła w miejscu do ciężaru całkowitego: $F_0 : Q = 0{,}0778$ (230) leży w granicach określonych powyżej. Prędkość oderwania się szybowca od ziemi: $v_u = 13{,}8\ m/sek$ (121). Sprawdzamy, czy sam napęd śmigło-silnikowy wystarczy do pokonania oporów rozbiegu. Przyśpieszenie w pierwszej chwili ruchu: $p_{sb} = -5{,}12\ m/sek^2 = -0{,}52\ g$. (267). Przyśpieszenie na początku rozbiegu: $p_b = -1{,}2\ m/sek^2 = -0{,}122\ g$ (269). Zatem napęd śmigło-silnikowy nie wystarczy do pokonania oporów tarcia i aerodynamicznych w czasie rozbiegu. Obliczamy rakietę, współdziałającą razem z napędem śmigło-silnikowym: siła pociągowa rakiety w czasie rozbiegu: $P = 46{,}5\ kg$ (264), siła pociągowa rakiety w pierwszej chwili ruchu: $P_s = 195\ kg$ (265). Z wykresu 5 wyznaczam długość rozbiegu dla danego przyśpieszenia i sprawdzam tę wartość wzorem (165): $s = 193{,}5\ m$ (165). Długość rozbiegu: $s = 92\ m$ (239), $s = 113\ m$ (245), $s = 229{,}5\ m$ (246), $s = 193{,}5\ m$ (252). Czas rozbiegu: $t = 19{,}03$ *sek* (254), $t = 16{,}45$ *sek* (255), $t = 33{,}3$ *sek* (256), $t = 28{,}15$ *sek* (257). Przyśpieszenie szybowca w chwili oderwania się: $p_0 = 1{,}536\ m/sek^2 = 0{,}157\ g$ (263). Spółczynnik Neumarka: $\beta = -1{,}94$ (270). Przyśpieszenie rośnie w czasie rozbiegu. Długość rozbiegu i czas rozbiegu, obliczone dokładnemi wzorami (239) i (254), są najbardziej zbliżone do rzeczywistości. Sprawdzamy: $p_0 = (-\beta)\,p + p = 1{,}54\ m/sek^2 = 0{,}157\ g$ (167 f). Średnica naboju rakietowego: $d = 13{,}3\ cm$ (170). Ciężar na sekundę: $G_s = 0{,}285\ kg$ (172). Ciężar pełnego naboju rakietowego: przyjmuję czas rozbiegu: $t = 20$ *sek*, $G = G_s\,(t+3) = 6{,}56\ kg$ (173). Długość pełnego naboju rakietowego: $l = 28{,}6\ cm$ (176). Długość „duszy": $w = 28{,}1\ cm$ (185). Całkowita długość naboju rakietowego: $l_c = l + w = 56{,}7\ cm$ (186). Ciężar całej rakiety dla łuski z lekkiego stopu: $G_c = 10{,}86\ kg$ (187), $G_r = 13{,}25\ kg$ (190). Wielkość charakterystyczna rakiety: przyjmując czas palenia się „duszy" 1,2 *sek*, mamy: $1{,}2\ P_s + P\,t = 234 + 930 = 1164$ *kgsek* (59). Wartość ta jest trochę większą od wartości tej dla rakiet Sandera. Koszt rakiety: oznaczając koszt 1 kilograma prochu przez „a", mamy: koszt rakiety $= 2\ G_c\,a = 21{,}72\ a$.

5. Start szybowca z silnikiem bardzo słabej mocy z terenu płaskiego na kołach.

(1 przypadek).

Szybowiec I. T. S. VIII. z silnikiem bardzo słabej mocy i z rakietą wbudowaną z tyłu. Szkic szybowca i krzywa biegunowa jak w przykładzie 1. Silnik jest w ten sposób dobrany, że wystarcza do lotu poziomego na kącie natarcia największej doskonałości. Nadmiar mocy jest nieznaczny. Dane: ciężar całkowity $Q = 270\ kg$, $S = 17{,}7\ m^2$, $\mu_s = 0{,}2$, $\mu = 0{,}08$. Do startu razem z zapaloną rakietą obieram: przyśpieszenie w pierwszej chwili ruchu: $p_s = 0{,}2\ g$, przyśpieszenie na początku rozbiegu: $p = 0{,}05\ g$. Z biegunowej dla kąta największej doskonałości mamy: $c_{x_0} = 0{,}05$, $c_{y_0} = 0{,}85$, $i_0 = 5{,}6^0$. Dalej dla kąta natarcia w punkcie biegunowej, w którym styczna ma spółczynnik kierunkowy niżej podany, mamy: $\operatorname{tg}\alpha = \frac{1}{\mu} = 1{,}25$ (130), $c_x = 0{,}058$, $c_y = 0{,}99$, $i = 7{,}25^0$, η śmigła $= 0{,}65$. Ponieważ silnik jest słabej mocy, więc musimy użyć małego śmigła. Spółczynnik „c_s" będzie mały: $c_s = 0{,}02$. Spółczynnik określający nadmiar mocy: $a = 1{,}25$. Proch czarny: $k = \frac{1}{3}$, $\gamma = 0{,}00165\ kg/cm^3$, $c_{a\,rzecz.} = 1600\ m/sek$. Obliczamy najpierw moc silnika. Ciąg śmigła w locie poziomym na kącie natarcia największej doskonałości: $F_p = 15{,}88\ kg$ (225). Pręd-

kość w locie poziomym na kącie natarcia największej doskonałości: $v_p = 16{,}92\ m/sek$ (232). Moc silnika, potrzebna do lotu poziomego na kącie natarcia największej doskonałości: $N_p = 5{,}52$ KM (226). Moc nominalna silnika: $N_c = N_p a = \sim 7$ KM (227). Ciąg śmigła w miejscu: $F_0 = 3\ N_c = 21\ kg$ (229). Stosunek ciągu śmigła w miejscu do całkowitego ciężaru: $F_0 : Q = 0{,}0778$ (230) leży w granicach określonych powyżej. Prędkość oderwania się szybowca od ziemi: $v_u = 15{,}7\ m/sek$ (121). Sprawdzamy, czy sam napęd śmigło-silnikowy wystarczy do pokonania oporów rozbiegu. Przyśpieszenie w pierwszej chwili ruchu: $p_{sb} = -1{,}2\ m/sek^2 = -0{,}122\ g$ (267). Przyśpieszenie na początku rozbiegu: $p_b = -0{,}0218\ m/sek^2 = -0{,}00222\ g$ (269). Zatem napęd śmigło-silnikowy nie wystarczy do pokonania oporów tarcia i aerodynamicznych w czasie rozbiegu. Obliczamy rakietę, współdziałającą razem z napędem śmigło-silnikowym dla przyśpieszenia podanego na wstępie: siła pociągowa rakiety w czasie rozbiegu: $P = 14{,}1\ kg$ (264), siła pociągowa rakiety w pierwszej chwili ruchu: $P_s = 87\ kg$ (265). Z wykresu 5 wyznaczam długość rozbiegu dla danego przyśpieszenia i sprawdzam tę wartość wzorem: $s = 250{,}5\ m$ (165). Długość rozbiegu: $s = 224{,}0\ m$ (239), $s = 248{,}6\ m$ (245), $s = 290{,}0\ m$ (246), $s = 250{,}5\ m$ (252). Czas rozbiegu: $t = 31{,}9\ sek$ (254), $t = 31{,}7\ sek$ (255), $t = 37{,}0\ sek$ (256), $t = 32{,}0\ sek$ (257). Przyśpieszenie szybowca w chwili oderwania się: $p_0 = 0{,}051\ g$ (263). Spółczynnik Neumarka: $\beta = -0{,}0222$ (270). Przyśpieszenie rośnie w czasie rozbiegu. Długość rozbiegu i czas rozbiegu, obliczone dokładnemi wzorami (239) i (254) są najbardziej zbliżone do rzeczywistości. Sprawdzamy: $p_0 = (-\beta)\,p + p = 0{,}0511\ g$ (167 f). Średnica naboju rakietowego: $d = 7{,}3\ cm$ (170). Ciężar na sekundę: $G_s = 0{,}0865\ kg$ (172). Ciężar pełnego naboju rakietowego: przyjmuję czas rozbiegu: $t = 32\ sek.$ $G = G_s(t+3) = 3{,}02\ kg$ (173). Długość pełnego naboju rakietowego: $l = 43{,}1\ cm$ (176). Długość „duszy“: $w = 22{,}8\ cm$ (185). Całkowita długość naboju rakietowego: $l_c = 65{,}9\ cm = \sim 66\ cm$ (186). Ciężar całej rakiety dla łuski z lekkiego stopu: $G_c = 3{,}6\ kg$ (187). $G_r = 4{,}42\ kg$ (190). Wielkość charakterystyczna rakiety. Przyjmując czas palenia się „duszy“ 1,2 *sek*, mamy: $1{,}2\,P_s + P\,t = 104{,}4 + 493{,}5 = 598\ kgsek$ (59). Wartość ta jest znacznie niższa od wartości tej dla rakiet Sandera. Koszt rakiety: oznaczając koszt 1 kilograma prochu przez „a“, mamy: koszt rakiety $= 2\,G_c\,a = 7{,}2\,a$.

6. Start szybowca z silnikiem słabej mocy z terenu płaskiego na kołach.

(2 przypadek).

Szybowiec I. T. S. VIII. z silnikiem 9 KM. Moc ta wystarcza do pokonania oporów tarcia i aerodynamicznych w czasie rozbiegu, lecz długość rozbiegu jest bardzo wielka. Poniższe obliczenia wykażą, o ile zmieni się ta długość przy użyciu rakiety. Szkic szybowca i krzywa biegunowa jak w przykładzie 1. Dane: całkowity ciężar $Q = 270\ kg$, $S = 17{,}7\ m^2$, $\mu_s = 0{,}11$, $\mu = 0{,}07$. Do startu razem z rakietą obieram przyśpieszenie na początku rozbiegu: $p = 0{,}08\ g$. Przyśpieszenie w pierwszej chwili ruchu: $p_s = 0{,}2\ g$. Z biegunowej dla kąta natarcia największej doskonałości: $c_{x_0} = 0{,}05$, $c_{y_0} = 0{,}85$, $i_0 = 5{,}6^0$. Dalej dla kąta natarcia w punkcie biegunowej, w którym styczna ma spółczynnik kierunkowy niżej podany, mamy: $\operatorname{tg} \alpha = \frac{1}{\mu} = \sim 14{,}3$ (130), $c_x = \sim 0{,}05$, $c_y = 0{,}86$, $i = 5{,}8^0$, η śmigła $= 0{,}65$. Ponieważ silnik jest słabej mocy, więc musimy użyć małego śmigła, zatem spółczynnik „c_s“ będzie nieduży: $c_s = 0{,}03$. Nominalna moc silnika: $N_c = 9$ KM. Proch czarny: $k = \frac{1}{3}$, $\gamma = 0{,}00165\ kg/cm^3$, $c_{a\,rz.} = 1600\ m/sek$. Obliczamy najpierw nadmiar mocy. Ciąg śmigła w locie poziomym na kącie natarcia największej doskonałości: $F_p = 15{,}88\ kg$ (225). Prędkość w locie poziomym na kącie natarcia największej doskonałości: $v_p = 16{,}92\ m/sek$ (232). Moc silnika, potrzebna do lotu poziomego na kącie natarcia największej doskonałości: $N_p = 5{,}52$ KM (226). Spółczynnik określający nadmiar mocy: $a = N_c : N_p = 1{,}63$ (227 a). Ciąg śmigła w miejscu: $F_0 = 3{,}5\,N_c = \sim 30\ kg$ (229). Stosunek ciągu śmigła do całkowitego ciężaru: $F_0 : Q = 0{,}111$ (233) leży w granicach wyżej podanych. Prędkość oderwania się szybowca: $v_u = 16{,}8\ m/sek$ (121). Sprawdzamy, czy sam napęd śmigło-silnikowy wystarcza do pokonania oporów tarcia i aerodynamicznych w czasie rozbiegu: przyśpieszenie w pierwszej chwili ruchu i na początku rozbiegu: $p_{sb} = +0{,}00111\ g$ (267), $p_b = +0{,}0411\ g$ (269). Zatem napęd śmigło-silnikowy wystarcza do pokonania oporów tarcia i aerodynamicznych w czasie rozbiegu. Obliczamy długość i czas rozbiegu przy działaniu tylko napędu śmigło-silnikowego. Z wykresu 5 wyznaczam długość rozbiegu dla obliczonego przyśpieszenia i sprawdzam tę wartość wzorem: $s_1 = 350\ m$ (165). Długość rozbiegu: $s_1 = 516\ m$ (240 a), $s_1 = 431\ m$ (247), $s_1 = 487\ m$ (248), $s_1 = 351\ m$ (253). Czas rozbiegu: $t_1 = 45{,}8\ sek$ (258), $t_1 = 51{,}0\ sek$ (259), $t_1 = 57{,}4\ sek$ (260), $t_1 = 41{,}6\ sek$ (261). Przyśpieszenie szybowca w chwili oderwania się; $p_{ob} = 0{,}018\ g$ (268). Spółczynnik Neumarka: $\beta_1 = +0{,}566$ (271). Przyśpieszenie maleje w czasie rozbiegu. Długość i czas rozbiegu, obliczone dokładnemi wzorami (240 a) i (258), są najbardziej zbliżone do rzeczywistości. Sprawdzamy: $p_{ob} = (-\beta_1)\,p_b + p_b = 0{,}0179\ g$ (167 f). Teraz obliczymy rakietę dla przyśpieszeń podanych na wstępie. Siła pociągowa rakiety w czasie rozbiegu: $P = 10{,}5\ kg$ (264). Siła pociągowa rakiety w pierwszej chwili ruchu: $P_s = 53{,}7\ kg$ (265). Z wykresu 5 wyznaczam długość rozbiegu dla podanego na wstępie przyśpieszenia i sprawdzam tę wartość wzorem: $s = 180\ m$ (165). Długość rozbiegu: $s = 212{,}5\ m$ (239 a), $s = 200{,}0\ m$ (245), $s = 211{,}0\ m$ (246), $s = 180\ m$ (252). Czas rozbiegu: $t = 21{,}0\ sek$ (254 a), $t = 23{,}6\ sek$ (255), $t = 25{,}0\ sek$ (256), $t = 21{,}4\ sek$ (257). Przyśpieszenie w chwili oderwania się: $p_0 = 0{,}057\ g$ (263). Spółczynnik Neumarka: $\beta = 0{,}277$ (270). Przyśpieszenie maleje w czasie rozbiegu. Długość i czas rozbiegu, obliczone dokładnemi wzorami (239 a) i (254 a), są najbardziej zbliżone do rzeczywistości. Sprawdzamy: $p_0 = (-\beta)\,p + p = 0{,}0578\ g$ (167 f). Średnica naboju rakietowego: $d = 6{,}34\ cm$ (170). Ciężar na sekundę: $G_s = 0{,}0645\ kg$ (172). Ciężar pełnego naboju rakietowego: przyjmuję czas rozbiegu: $t = 21\ sek.$ $G = G_s\,(t+3) = 1{,}55\ kg$ (173). Długość pełnego naboju rakietowego: $l = 30\ cm$ (176). Długość „duszy“: $w = 17\ cm$ (185). Całkowita długość naboju rakietowego: $l_c = 47\ cm$ (186). Ciężar całej rakiety dla

łuski z lekkiego stopu: $G_c = 2,15\,kg$ (187). $G_r = 2,63\,kg$ (190). Wielkość charakterystyczna rakiety: przyjmując czas palenia się „duszy" 1,2 *sek*, mamy: $1,2\,P_s + Pt = 64,44 + 252 = 316,44\,kgsek$ (59). Wartość ta jest znacznie niższa od tej wartości dla rakiet Sandera. Koszt rakiety: oznaczając koszt 1 kilograma prochu przez „a", mamy: koszt rakiety $= 2\,G_c a = 4,3\,a$. Porównując długość i czas rozbiegu bez użycia rakiety i przy użyciu rakiety widzimy, że przy użyciu rakiety skraca się długość rozbiegu o 59%, zaś czas rozbiegu o przeszło 54%.

7. Start szybowca z silnikiem słabej mocy z terenu płaskiego na kołach.

(3 przypadek).

Szybowiec I. T. S. VIII. ze słabym silnikiem i z rakietą, wbudowaną z tyłu. Szkic szybowca i krzywa biegunowa jak w przykładzie 1. Silnik o mocy 9 KM. Moc ta wystarcza do pokonania oporów tarcia i aerodynamicznych w czasie rozbiegu, lecz siła ciągu śmigła w miejscu nie wystarcza do pokonania oporów tarcia statycznego, gdyż spółczynnik tarcia statycznego jest zbyt duży. Celem ruszenia z miejsca użyjemy małej rakiety, działającej przez krótki czas. Dane: całkowity ciężar $Q = 270\,kg$, $S = 17,7\,m^2$, $\mu_s = 0,2$, $\mu = 0,07$. Przyjmuję start na kołach. Do startu razem z rakietą obieram przyśpieszenie w pierwszej chwili ruchu: $p_s = 0,2\,g$. Z biegunowej dla kąta natarcia w punkcie, w którym styczna ma współczynnik kierunkowy niżej podany, mamy: $\operatorname{tg}\alpha = \frac{1}{\mu} = \sim 14,3$ (130), $c_x = \sim 0,05$, $c_y = 0,86$, $i = 5,8^0$, η śmigła $= 0,65$. Z biegunowej dla kąta natarcia największej doskonałości: $c_{x_0} = 0,05$, $c_{y_0} = 0,85$, $i_0 = 5,6^0$. Spółczynnik „c_s" będzie nieduży, bo śmigło jest małe: $c_s = 0,03$. Nominalna moc silnika: $N_c = 9$ KM. Proch czarny: $k = \frac{1}{3}$, $\gamma = 0,00165\,kg/cm^3$, $c_{a\,rz.} = 1600\,m/sek$. Obliczamy najpierw nadmiar mocy. Ciąg śmigła w locie poziomym na kącie natarcia największej doskonałości: $F_p = 15,88\,kg$ (225). Prędkość w locie poziomym na kącie natarcia największej doskonałości: $v_p = 16,92\,m/sek$ (232). Moc silnika, potrzebna do lotu poziomego na kącie natarcia największej doskonałości: $N_p = 5,52$ KM (226). Spółczynnik określający nadmiar mocy: $a = N_c : N_p = 1,63$ (227 a). Ciąg śmigła w miejscu: $F_0 = 3,5\,N_c = \sim 30\,kg$ (229). Stosunek ciągu śmigła do całkowitego ciężaru: $F_0 : Q = 0,111$ (233), leży w granicach wyżej podanych. Prędkość oderwania się szybowca: $v_u = 16,8\,m/sek$ (121). Sprawdzamy, czy sam napęd śmigło-silnikowy wystarczy do ruszenia z miejsca. Przyśpieszenie w pierwszej chwili ruchu: $p_{sb} = -0,089\,g$ (267). Szybowiec nie będzie mógł ruszyć się z miejsca. Obliczamy więc wymiary rakiety dla przyśpieszenia podanego na wstępie. Siła pociągowa rakiety w pierwszej chwili ruchu: $P_s = 78\,kg$ (265). Obieramy średnicę naboju rakietowego: $d = 6\,cm$. Długość „duszy": $w = 27,4\,cm$ (279). Ciężar prochu: $G_c = 0,85\,kg$ (280). Ciężar całej rakiety dla łuski z lekkiego stopu: $G_r = 1,035\,kg$ (190). Ciężar na sekundę: $G_s = P_s\,g\,\frac{1}{c_{a\,rz.}} = 0,48\,kg$ (172). Czas palenia się naboju prochowego: $t_c = 1,77\,sek$ (281). Wielkość charakterystyczna rakiety: $P_s\,t = \sim 137\,kgsek$ (59). Oznaczając koszt 1 kilograma prochu przez „a", mamy: koszt rakiety $= 2\,G_c a = 1,7\,a$. Cały rozbieg odbywa się przy pomocy samego napędu śmigło-silnikowego. Zatem: przyśpieszenie na początku rozbiegu: $p_b = +0,0411\,g$ (269). Z wykresu 5 wyznaczam długość rozbiegu dla obliczonego przyśpieszenia i sprawdzam tę wartość wzorem: $s_1 = 350\,m$ (165). Długość rozbiegu: $s_1 = 516\,m$ (240 a), $s_1 = 431\,m$ (247), $s_1 = 487\,m$ (248), $s_1 = 351\,m$ (253). Czas rozbiegu: $t_1 = 45,8\,sek$ (258), $t_1 = 51,0\,sek$ (259), $t_1 = 57,4\,sek$ (260), $t_1 = 41,6\,sek$ (261). Przyśpieszenie szybowca w chwili oderwania się: $p_{o\,b} = 0,018\,g$ (268). Spółczynnik Neumarka: $\beta_1 = +0,566$ (271). Przyśpieszenie maleje w czasie rozbiegu. Długość i czas rozbiegu, obliczone dokładnemi wzorami (240 a) i (258) są najbardziej zbliżone do rzeczywistości. Sprawdzamy: $p_{o\,b} = (-\beta_1)\,p_b + p_b = 0,0179\,g$ (167 f).

8. Zrywowy start szybowca, przeznaczonego do lotu mięśniowego, przy pomocy rakiety prochowej.

Start na płozach.

Obieram sowiecki szybowiec do lotu mięśniowego grupy nowoczerkaskiej. Przyjmuję start na płozach. Dane: ciężar ogólny bez pilota $55,4\,kg$, ciężar całkowity z pilotem i z rakietą $Q = 140\,kg$, powierzchnia nośna $S = 13,8\,m^2$. Wobec braku krzywej biegunowej przyjmuję, że start (rozbieg) odbywa się na kącie natarcia, dla którego: $c_x = 0,08$, $c_y = 1,2$, $\mu_s = 0,6$, $p_s = 4\,g$. Proch czarny; $k = \frac{1}{3}$, $\gamma = 0,00165\,kg/cm^3$, $c_{a\,rz.} = 1600\,m/sek$. Przyśpieszenie działające na załogę w pierwszej chwili ruchu: $p_Z = \sqrt{17\,g^2} = 4,12\,g$ (282). Prędkość oderwania się szybowca od ziemi: $v_u = 11,62\,m/sek$ (121). Siła pociągowa rakiety w pierwszej chwili ruchu: $P_s = 644\,kg$ (155). Z wykresu 5 wyznaczam długość rozbiegu dla przyjętego przyśpieszenia i sprawdzam tę wartość wzorem: $s = \sim 1,73\,m$ (165). Długość rozbiegu: $s = 1,6\,m$ (78), $s = 1,645\,m$ (117), $s = 1,725\,m$ (119). Czas rozbiegu: $t = 0,286\,sek$ (114), $t = 0,284\,sek$ (116), $t = 0,296\,sek$ (145). Przyśpieszenie w chwili oderwania się szybowca: $p_0 = 4,53\,g$ (150). Spółczynnik Neumarka: $\beta = -0,1332$ (167 a). Przyśpieszenie rośnie w czasie rozbiegu. Długość rozbiegu i czas, obliczone dokładnemi wzorami (78) i (114) są najbardziej zbliżone do rzeczywistości. Sprawdzamy: $p_0 = (-\beta)\,p_s + p_s = \sim 4,533\,g$ (167 f). Obieramy średnicę naboju rakietowego: $d = 10\,cm$. Długość „duszy": $w = 135,4\,cm$ (279). Ciężar prochu: $G_c = 11,7\,kg$ (280). Ciężar całej rakiety dla łuski z lekkiego stopu: $G_r = 14,27\,kg$ (190). Ciężar na sekundę: $G_s = 3,95\,kg$ (172). Czas palenia się naboju prochowego: $t_c = 2,96\,sek$ (281). Wielkość charakterystyczna rakiety: $P_s\,t_c = 1906\,kgsek$ (59) jest znacznie większą od tej wartości dla rakiet Sandera. Oznaczając koszt 1 kilograma prochu przez „a", mamy: koszt rakiety $= 2\,G_c a = 23,4\,a$. Przyśpieszenie, działające na załogę w chwili oderwania się szybowca: $p_{Z_0} = \sim 4,64\,g$ (283).

9. Zrywowy start szybowca, przeznaczonego do lotu mięśniowego, przy pomocy rakiety prochowej.

Start na kołach.

Obieram sowiecki szybowiec do lotu mięśniowego grupy nowoczerkaskiej. Przyjmuję start na kołach. Dane: ciężar ogólny bez pilota $55,4\,kg$, ciężar całkowity z pilotem i z rakietą $Q = 140\,kg$, po-

wierzchnia nośna $S = 13{,}8\ m^2$. Wobec braku krzywej biegunowej przyjmuję, że start (rozbieg) odbywa się na kącie natarcia, dla którego: $c_x = 0{,}08$, $c_y = 1{,}2$, $\mu_s = 0{,}2$, $p_s = 4\ g$. Proch czarny; $k = \frac{1}{3}$, $\gamma = 0{,}00165\ kg/cm^3$, $c_{a\ rz.} = 1600\ m/sek$. Przyśpieszenie działające na załogę w pierwszej chwili ruchu: $p_Z = 4{,}12\ g$ (282). Prędkość oderwania się szybowca: $v_u = 11{,}62\ m/sek$ (121). Siła pociągowa rakiety w pierwszej chwili ruchu: $P_s = 588\ kg$ (155). Z wykresu 5 wyznaczam długość rozbiegu dla przyjętego przyśpieszenia i sprawdzam tę wartość wzorem: $s = 1{,}73\ m$ (165). Długość rozbiegu: $s = 1{,}58\ m$ (78), $s = 1{,}70\ m$ (117), $s = 1{,}725\ m$ (119). Czas rozbiegu: $t = 0{,}295\ sek$ (114), $t = 0{,}293\ sek$ (116), $t = 0{,}296\ sek$ (145). Przyśpieszenie szybowca w chwili oderwania się: $p_0 = 4{,}12\ g$ (150). Spółczynnik Neumarka: $\beta = -0{,}0334$ (167 a). Przyśpieszenie rośnie w czasie rozbiegu. Długość i czas rozbiegu, obliczone dokładnemi wzorami (78) i (114) są najbardziej zbliżone do rzeczywistości. Sprawdzamy: $p_0 = (-\beta)\,p_s + p_s = \sim 4{,}13\ g$ (167 f). Obieramy średnicę naboju rakietowego: $d = 10\ cm$. Długość „duszy": $w = \sim 124\ cm$ (279). Ciężar prochu: $G_c = 10{,}73\ kg$ (280). Ciężar całej rakiety dla łuski z lekkiego stopu: $G_r = 13{,}1\ kg$ (190). Ciężar na sekundę: $G_s = 3{,}62\ kg$ (172). Czas palenia się naboju prochowego: $t_c = 2{,}96\ sek$ (281). Wielkość charakterystyczna rakiety: $P_s t_c = 1740\ kgsek$ (59) jest znacznie większą od tej wartości dla rakiet Sandera. Oznaczając koszt 1 kilograma prochu przez „a", mamy: koszt rakiety $= 2\ G_c a = 21{,}46\ a$. Przyśpieszenie działające na załogę w chwili oderwania się szybowca: $p_{Z_0} = 4{,}24\ g$ (283).

10. Start szybowca na wysokość przy pomocy rakiety prochowej.

Przyjmuję szybowiec I. T. S. VIII. bez silnika. Szkic szybowca i krzywa biegunowa jak w przykładzie 1. Dane: ciężar całkowity $Q = 205\ kg$, powierzchnia nośna $S = 17{,}7\ m^2$, wysokość wzniesienia się $z = 500\ m$, kąt nachylenia toru lotu do poziomu $\varphi = 7^0$. Proch czarny: $k = \frac{1}{3}$, $\gamma = 0{,}00165\ kg/cm^3$, $c_{a\ rz} = 1600\ m/sek$. Na biegunowej znachodzimy punkt, odpowiadający kątowi natarcia dla minimum mocy (288). Dla tego punktu: $c_{xm} = 0{,}066$, $c_{ym} = 1{,}077$, $i_m = 8{,}8^0$. Obliczamy: długość lotu wznoszącego: $s = 4100\ m$ (286), długość lotu w poziomie: $t = 4070\ m$ (287), prędkość lotu po torze: $v_m = 13{,}1\ m/sek$ (290), prędkość wznoszenia się: $w = 1{,}592\ m/sek$ (291), czas wznoszenia się: $t_w = 314\ sek = 5$ minut 14 sek. (292), siła pociągowa rakiety: $P = 37{,}5\ kg$ (293), średnica naboju rakietowego: $d = 11{,}97\ cm = \sim 12\ cm$ (168), ciężar w 1 sekundzie: $G_s = 0{,}23\ kg$ (172), całkowity ciężar naboju rakietowego: $G_c = 72{,}2\ kg$ (294), długość naboju rakietowego: $l = 387\ cm$ (175), ciężar całej rakiety dla łuski z lekkiego stopu: $G_r = 88{,}1\ kg$ (190). Wielkość charakterystyczna rakiety: $P\,t_w = 11800\ kgsek$ (59) jest bardzo wielka. Oznaczając koszt 1 kilograma prochu przez „a", mamy: koszt rakiety $= 2\ G_c a = 144{,}4\ a$. Wymiary rakiety i ciężar prochu wypadły bardzo wielkie. Stosowanie rakiety do tego celu absolutnie nie opłaca się.

11. Start szybowca z silnikiem bardzo słabej mocy na wysokość przy pomocy rakiety prochowej.

Przyjmuję szybowiec I. T. S. VIII. z silnikiem bardzo słabej mocy i z rakietą wbudowaną z tyłu. Szkic szybowca i krzywa biegunowa jak w przykładzie 1. Silnik jest w ten sposób dobrany, że moc jego wystarcza do lotu poziomego na kącie natarcia największej doskonałości. Nadmiar mocy jest nieznaczny. Dane: całkowity ciężar szybowca $Q = 270\ kg$, powierzchnia nośna $S = 17{,}7\ m^2$, wysokość wzniesienia się $z = 500\ m$, kąt nachylenia toru lotu do poziomu przy działaniu napędu śmigłosilnikowego i rakietowego $\varphi = 10^0$, η śmigła $= 0{,}65$. Ponieważ silnik jest słabej mocy, więc musimy użyć małego śmigła, a więc spółczynnik „c_s" będzie nieduży: $c_s = 0{,}02$. Spółczynnik określający nadmiar mocy silnika: $a = 1{,}25$. Proch czarny: $k = \frac{1}{3}$, $\gamma = 0{,}00165\ kg/cm^3$, $c_{a\ rz.} = 1600\ m/sek$. Na biegunowej znachodzimy punkt, odpowiadający kątowi minimum mocy (288). Dla tego punktu: $c_{xm} = 0{,}066$, $c_{ym} = 1{,}077$, $i_m = 8{,}8^0$. Z biegunowej dla kąta natarcia największej doskonałości: $c_{x_0} = 0{,}05$, $c_{y_0} = 0{,}85$, $i_0 = 5{,}6^0$. Obliczamy: długość lotu wznoszącego: $s = 2880\ m$ (286), długość lotu w poziomie: $t = 2830\ m$ (287), prędkość lotu po torze: $v_m = 15\ m/sek$ (290), prędkość wznoszenia się: $w = 2{,}6\ m/sek$ (291), czas wznoszenia się: $t_w = 192\ sek = 3\ min\ 12\ sek$ (292), ciąg śmigła w locie poziomym na kącie natarcia największej doskonałości: $F_p = 15{,}88\ kg$ (225), prędkość w locie poziomym na kącie natarcia największej doskonałości: $v_p = 16{,}9\ m/sek$ (232), moc silnika, potrzebna do lotu poziomego na kącie natarcia największej doskonałości: $N_p = 5{,}52$ KM (226), moc nominalna silnika: $N_c = N_p\ a = \sim 7$ KM (227), ciąg śmigła w miejscu: $F_0 = \sim 3\ N^c = \sim 22\ kg$ (229), stosunek ciągu śmigła w miejscu do ciężaru całkowitego: $F_0 : Q = 0{,}0815$ (230), leży w granicach określonych powyżej, ciąg śmigła w locie wznoszącym: $F_m = 17{,}03\ kg$ (295), siła pociągowa rakiety: $P = 46{,}33\ kg$ (298), średnica naboju rakietowego: $d = 13{,}3\ cm$ (168), ciężar w 1 sekundzie: $G_s = 0{,}284\ kg$ (172), całkowity ciężar naboju rakietowego: $G_c = 54{,}5\ kg$ (294), długość naboju rakietowego: $l = 237{,}5\ cm$ (175), ciężar całej rakiety dla łuski z lekkiego stopu: $G_r = 66{,}5\ kg$ (190). Wielkość charakterystyczna rakiety: $P\,t_w = 8900\ kg/sek$ (59) jest bardzo wielka. Oznaczając koszt 1 kilograma prochu przez „a", mamy: koszt rakiety $= 2\ G_c a = 109\ a$. Wymiary rakiety i ciężar prochu wypadły bardzo wielkie. Stosowanie rakiety z prochu czarnego do tego celu absolutnie nie opłaca się. A teraz obliczymy wyczyny bez rakiety. Prędkość lotu po torze: $v_{m_1} = 15{,}05\ m/sek$ (301). Ciąg śmigła w locie wznoszącym: $F_{m_1} = 17{,}0\ kg$ (302). Sinus kąta nachylenia toru lotu do poziomu: $\sin\varphi_1 = \sim 0{,}001705$ (304). Kąt nachylenia toru lotu do poziomu: $\varphi_1 = \sim 6'$. Długość lotu wznoszącego: $s_1 = \sim 293500\ m$ (305). Długość lotu w poziomie: $t_1 = \sim 293400\ m$ (306). Prędkość wznoszenia się: $w_1 = 0{,}0257\ m/sek$ (307). Czas wznoszenia się: $t_{w_1} = 19460\ sek = 5\ godz.\ 24\ min\ 20\ sek$ (308). Widzimy olbrzymie korzyści, płynące z zastosowania rakiety, pod warunkiem jednakże, że materjał wybuchowy, użyty do wyrobu rakiet, będzie posiadał np. 10 razy większą wartość opałową od wartości opałowej dla prochu czarnego, co jest rzeczą bardzo problematyczną.

12. Start szybowca z silnikiem słabej mocy na wysokość przy pomocy rakiety prochowej.

Przyjmuję szybowiec I. T. S. VIII. z silnikiem słabej mocy i z rakietą wbudowaną z tyłu. Szkic

szybowca i jego krzywa biegunowa jak w przykładzie 1. Moc silnika 9 KM. Dane: całkowity ciężar szybowca $Q = 270\,kg$, powierzchnia nośna $S = 17{,}7\,m^2$, wysokość wzniesienia się $Z = 500\,m$, kąt nachylenia toru lotu do poziomu przy działaniu napędu śmigło-silnikowego i rakietowego $\varphi = 10^0$, η śmigła $= 0{,}65$. Ponieważ silnik jest słabej mocy, więc śmigło będzie nieduże, czyli spółczynnik $c_s = 0{,}02$. Nominalna moc silnika $N_c = 9$ KM. Proch czarny $k = \frac{1}{3}$, $\gamma = 0{,}00165\,kg/cm^3$, $c_{a\,rz.} = 1600\,m/sek$. Na biegunowej punkt „minimum mocy“ (288): $c_{x\,m} = 0{,}066$, $c_{y\,m} = 1{,}077$, $i_m = 8{,}8^0$. Z biegunowej dla kąta natarcia największej doskonałości: $c_{x_0} = 0{,}05$, $c_{y_0} = 0{,}85$, $i_0 = 5{,}6^0$. Obliczamy: długość lotu wznoszącego: $s = 2880\,m$ (286), długość lotu w poziomie: $t = 2830\,m$ (287), prędkość lotu po torze: $v_m = 15\,m/sek$ (290), prędkość wznoszenia się: $w = 2{,}6\,m/sek$ (291), czas wznoszenia się: $t_w = 192\,sek = 3\,min\ 12\,sek$ (292), ciąg śmigła w locie poziomym na kącie natarcia największej doskonałości: $F_p = 15{,}88\,kg$ (225), prędkość w locie poziomym na kącie natarcia największej doskonałości: $v_p = 16{,}9\,m/sek$ (232). Moc silnika, potrzebna do lotu poziomego na kącie natarcia największej doskonałości: $N_p = 5{,}52$ KM (226). Spółczynnik, określający nadmiar mocy: $a = N_c : N_p = 1{,}63$ (227 a). Ciąg śmigła w miejscu: $F_0 = 3{,}5\,N_c = \backsim 30\,kg$ (229). Stosunek ciągu śmigła w miejscu do całkowitego ciężaru: $F_0 : Q = 0{,}111$ (233), leży w granicach wyżej podanych. Ciąg śmigła w locie wznoszącym: $F_m = 25{,}03\,kg$ (295). Siła pociągowa rakiety: $P = 38{,}33\,kg$ (298). Średnica naboju rakietowego: $d = 12{,}11\,cm$ (168). Ciężar w 1 sekundzie: $G_s = 0{,}235\,kg$ (172). Całkowity ciężar naboju rakietowego: $G_c = 45{,}1\,kg$ (294). Długość naboju rakietowego: $l = 237{,}5\,cm$ (175). Ciężar całej rakiety dla łuski z lekkiego stopu: $G_r = 55\,kg$ (190). Wielkość charakterystyczna rakiety: $P\,t_w = 7359{,}36\,kgsek$ (59) jest bardzo wielka. Oznaczając koszt 1 kilograma prochu przez „a“, mamy: koszt rakiety $= 2\,G_c\,a = 90{,}2\,a$. A teraz obliczymy te wielkości bez rakiety. Prędkość lotu po torze: $v_{m_1} = 15{,}05\,m/sek$ (301). Ciąg śmigła w locie wznoszącym: $F_{m_1} = \backsim 26\,kg$ (302). Sinus kąta nachylenia toru lotu do poziomu: $\sin\varphi_1 = 0{,}0356$. Kąt nachylenia toru lotu do poziomu: $\varphi_1 = \backsim 2^0\,10'$. Długość lotu wznoszącego: $s_1 = 14050\ m$ (305). Długość lotu w poziomie: $t_1 = \backsim 14040\ m$ (306). Prędkość wznoszenia się: $w_1 = \backsim 0{,}54\,m/sek$ (307). Czas wznoszenia się: $t_{w_1} = \backsim 933\,sek = 15\,min\ 33\,sek$ (308). Wymiary rakiety i ciężar prochu wypadły wielkie. Widać wprawdzie duże korzyści, płynące z zastosowania rakiet, pod warunkiem jednakże, że materjał wybuchowy, użyty do wyrobu rakiet, będzie posiadał np. 10 razy większą wartość opałową od wartości opałowej dla prochu czarnego.

13. Start szybowca do lotu ciągowego (do holu) przy pomocy rakiety prochowej.

Obieram szybowiec I. T. S. VIII., jak w przykładzie 1, z rakietą wbudowaną z tyłu. Dane: całkowity ciężar $Q = 270\,kg$, powierzchnia nośna $S = 17{,}7\,m^2$. Start na płozach, a więc spółczynnik tarcia $\mu = 0{,}2$. Z biegunowej dla kąta natarcia w punkcie, w którym styczna ma spółczynnik kierunkowy: $\operatorname{tg}\alpha = \frac{1}{\mu} = 5$ (130). mamy: $i = 11{,}7^0$, $c_x = 0{,}09$, $c_y = 1{,}285$. Kąt nachylenia toru lotu do poziomu przyjmuję: $\varphi = 1^0$. Prędkość samolotu holującego w chwili doczepiania się szybowca: $v_s = 90\,km/godz = 25\,m/sek$. Średnie przyśpieszenie szybowca w czasie lotu: $p_{śr.} = 0{,}1\,g$. Proch czarny: $k = \frac{1}{3}$, $\gamma = 0{,}00165\,kg/cm^3$, $c_{a\,rz.} = 1600\,m/sek$. Obliczamy: prędkość oderwania się szybowca: $v_u = \backsim 13{,}8\,m/sek$ (121), spółczynnik wyporu: $c_{y\,s} = 0{,}39$ (321), dla tego spółczynnika wyporu szukam z biegunowej: $c_{x\,s} = 0{,}033$. Średni spółczynnik wyporu: $c_{y\,śr.} = 0{,}8375$ (322), z biegunowej dla tego spółczynnika wyporu: $c_{x\,śr.} = \backsim 0{,}05$. Możemy znaleść wartość na „$c_{y\,śr.}$“, kreśląc funkcję (323) od „v_u^2“ do „v_s^2“; z prostokąta mamy: $c_{y\,śr.} = 0{,}68$ (328), z biegunowej dla tego spółczynnika wyporu: $c_{x\,śr.} = 0{,}040$. Średnia prędkość lotu (fikcyjna): $v_{śr.} = 19{,}0\,m/sek$ (332). Siła pociągowa rakiety: $P = 47{,}6\,kg$ (339). Długość lotu: $s = 284{,}0\,m$ (316), $s = 223{,}8\,m$ (338). Czas lotu: $t_w = 12{,}7\,sek$ (331), $t_w = 11{,}4\,sek$ (337). Wysokość wzniesienia się: $Z = 4{,}96\,m$ (317). Długość lotu w poziomie: $t = \backsim 283\,m$ (287). Przyśpieszenie szybowca na początku lotu wznoszącego: $p_{o\,w} = 0{,}0886\,g$ (340). Przyśpieszenie szybowca na końcu lotu wznoszącego, t. z. w chwili doczepiania się do samolotu: $p_{k\,w} = 0{,}0746\,g$ (341). Średnica naboju rakietowego: $d = 13{,}4\,cm$ (168). Ciężar w 1 sekundzie: $G_s = 0{,}292\,kg$ (172). Całkowity ciężar naboju rakietowego: $G_c = 3{,}77\,kg$ (294). Długość naboju rakietowego: $l = 14{,}2\,cm$ (175). Ciężar całej rakiety dla łuski z lekkiego stopu: $G_r = 4{,}6\,kg$ (190). Wielkość charakterystyczna rakiety: $P\,t_w = \backsim 605\,kgsek$ (59) nie jest dużą. Oznaczając koszt 1 kilograma prochu przez „a“, mamy: koszt rakiety $= 2\,G_c\,a = 7{,}54\,a$.

14. Start szybowca z silnikiem bardzo słabej mocy do lotu ciągowego (do holu) przy pomocy rakiety prochowej.

Obieram szybowiec I. T. S. VIII., jak w przykładzie 1, z rakietą wbudowaną z tyłu, zaopatrzony w silnik, wystarczający do lotu poziomego na kącie natarcia największej doskonałości. Nadmiar mocy jest nieznaczny. Dane: ciężar całkowity $Q = 270\,kg$, $S = 17{,}7\,m^2$. Przyjmuję start na kołach; $\mu = 0{,}07$. Przyśpieszenie w czasie lotu wznoszącego: $p_{śr.} = 0{,}1\,g$. Z biegunowej dla kąta natarcia największej doskonałości: $c_{x_0} = 0{,}05$, $c_{y_0} = 0{,}85$, $i_0 = 5{,}6^0$. Dla kąta natarcia w punkcie biegunowej, w którym styczna ma spółczynnik kierunkowy niżej podany, mamy: $\operatorname{tg}\alpha = \frac{1}{\mu} = \backsim 14{,}3$ (130); $c_x = \backsim 0{,}05$, $c_y = 0{,}86$, $i = 5{,}8^0$, η śmigła $= 0{,}65$. Spółczynnik „c_s“ mały, gdyż silnik jest słabej mocy: $c_s = 0{,}02$. Spółczynnik nadmiaru mocy: $a = 1{,}25$. Proch czarny: $k = \frac{1}{3}$, $\gamma = 0{,}00165\,kg/cm^3$, $c_{a\,rz.} = 1600\,m/sek$. Prędkość samolotu holującego w chwili doczepiania się szybowca: $v_s = 90\,km/godz = 25\,m/sek$. Kąt nachylenia toru lotu do poziomu: $\varphi = 1^0$. Obliczamy: prędkość oderwania się szybowca: $v_u = 16{,}8\,m/sek$ (121), spółczynnik wyporu: $c_{y\,s} = 0{,}39$ (321), dla tego spółczynnika wyporu z biegunowej: $c_{x\,s} = 0{,}033$. Średni spółczynnik wyporu: $c_{y\,śr.} = 0{,}625$ (322), z biegunowej dla tego spółczynnika wyporu: $c_{x\,śr.} = 0{,}038$. Możemy znaleść wartość na „$c_{y\,śr.}$“, kreśląc funkcję (323) od „v^2_u“ do „v_s^2“; z prostokąta mamy: $c_{y\,śr.} = 0{,}56$ (328), z biegunowej dla

tego spółczynnika wyporu: $c_{x\,śr.} = 0{,}036$. Średnia prędkość lotu (fikcyjna): $v_{śr.} = 20{,}82\ m/sek$ (332). Ciąg śmigła w locie poziomym na kącie natarcia największej doskonałości: $F_p = 15{,}88\ kg$ (225). Prędkość w locie poziomym na kącie natarcia największej doskonałości: $v_p = 16{,}92\ m/sek$ (232). Moc silnika, potrzebna do lotu poziomego na kącie natarcia największej doskonałości: $N_p = 5{,}52$ KM (226). Moc nominalna silnika: $N_c = N_p\,a = \sim 7$ KM (227). Ciąg śmigła w miejscu: $F_0 = \sim 3\,N_c = \sim 22\ kg$ (229). Średni ciąg śmigła w czasie lotu wznoszącego: $F_{śr.} = 12{,}4\ kg$ (342). Moc potrzebna do lotu z prędkością „v_s": $N_s = 11{,}75$ KM (342 a). $N_c < N_s$. Siła pociągowa rakiety: $P = 36{,}6\ kg$ (349). Długość lotu: $s = 189\ m$ (345), $s = 173{,}3\ m$ (338). Czas lotu: $t_w = 8{,}75\ sek$ (346), $t_w = 8{,}37\ sek$ (337). Wysokość wzniesienia się: $Z = 3{,}3\ m$ (317). Długość lotu w poziomie: $t = 188\ m$ (287). Przyśpieszenie szybowca na początku lotu wznoszącego: $p_{o\,w} = 0{,}1185\ g$ (350). Przyśpieszenie szybowca na końcu lotu wznoszącego t. z. w chwili doczepiania się do samolotu: $p_{k\,w} = 0{,}064\ g$ (351). Średnica naboju rakietowego: $d = 11{,}8\ cm$ (169). Ciężar w 1 sekundzie: $G_s = 0{,}224\ kg$ (172). Całkowity ciężar naboju rakietowego: $G_c = 1{,}96\ kg$ (294). Długość naboju rakietowego: $l = 10{,}8\ cm$ (175). Ciężar całej rakiety dla łuski z lekkiego stopu: $G_r = 2{,}4\ kg$ (190). Wielkość charakterystyczna rakiety: $P\,t_w = \sim 320\ kgsek$ (59) nie jest dużą. Oznaczając koszt 1 kilograma prochu. przez „a", mamy: koszt rakiety $= 2\,G_c\,a = 3{,}92\,a$.

15. Start szybowca z silnikiem słabej mocy do lotu ciągowego (do holu) przy pomocy rakiety prochowej.

Obieram szybowiec I. T. S. VIII., jak w przykładzie 1, z rakietą wbudowaną z tyłu, zaopatrzony w silnik o mocy 9 KM. Dane: ciężar całkowity $Q = 270\ kg$, $S = 17{,}7\ m^2$. Przyjmuję start na kołach; $\mu = 0{,}07$. Przyśpieszenie w czasie lotu wznoszącego: $p_{śr.} = 0{,}1\ g$. Z biegunowej dla kąta natarcia największej doskonałości: $c_{x_0} = 0{,}05$, $c_{y_0} = 0{,}85$, $i_0 = 5{,}6^0$. Dla kąta natarcia w punkcie biegunowej, w którym styczna ma spółczynnik kierunkowy niżej podany mamy: $\operatorname{tg} \alpha = \frac{1}{\mu} = \sim 14{,}3$ (130), $c_x = \sim 0{,}05$, $c_y = 0{,}86$, $i = 5{,}8^0$, η śmigła $= 0{,}65$. Spółczynnik „c_s" mały, gdyż silnik jest słabej mocy: $c_s = 0{,}02$. $N_c = 9$ KM. Proch czarny: $k = \frac{1}{3}$, $\gamma = 0{,}00165\ kg/cm^3$, $c_{a\,rz.} = 1600\ m/sek$. Prędkość samolotu holującego w chwili doczepiania się szybowca: $v_s = 90\ km/godz = 25\ m/sek$. Kąt nachylenia toru lotu do poziomu: $\varphi = 1^0$. Obliczamy: prędkość oderwania się szybowca: $v_u = 16{,}8\ m/sek$ (121), spółczynnik wyporu: $c_{y\,s} = 0{,}39$ (321), dla tego spółczynnika wyporu z biegunowej: $c_{x\,s} = 0{,}033$. Średni spółczynnik wyporu: $c_{y\,śr.} = 0{,}625$ (322), z biegunowej dla tego spółczynnika wyporu: $c_{x\,śr.} = 0{,}038$. Możemy znaleść wartość na „$c_{y\,śr.}$", kreśląc funkcję (323) od „v_u^2" do „v_s^2"; z prostokąta mamy: $c_{y\,śr.} = 0{,}56$ (328), z biegunowej dla tego spółczynnika wyporu: $c_{x\,śr.} = 0{,}036$. Średnia prędkość lotu (fikcyjna): $v_{śr.} = 20{,}82\ m/sek$ (332). Ciąg śmigła w locie poziomym na kącie natarcia największej doskonałości: $F_p = 15{,}88\ kg$ (225). Prędkość w locie poziomym na kącie natarcia największej doskonałości: $v_p = 16{,}92\ m/sek$ (232). Moc silnika, potrzebna do lotu poziomego na kącie natarcia największej doskonałości: $N_p = 5{,}52$ KM (226). Spółczynnik określający nadmiar mocy: $a = 1{,}63$ (227 a). Ciąg śmigła w miejscu: $F_0 = \sim 3{,}5\,N_c = \sim 30\ kg$ (229). Średni ciąg śmigła w czasie lotu wznoszącego: $F_{śr.} = 20{,}4\ kg$ (342). Moc potrzebna do lotu z prędkością „v_s": $N_s = 11{,}75$ KM (342 a). $N_c < N_s$. Siła pociągowa rakiety: $P = 28{,}6\ kg$ (349). Długość lotu: $s = 189{,}0\ m$ (345), $s = 173{,}3\ m$ (338). Czas lotu: $t_w = 8{,}75\ sek$ (346), $t_w = 8{,}37\ sek$ (337). Wysokość wzniesienia się: $Z = 3{,}3\ m$ (317). Długość lotu w poziomie: $t = 188\ m$ (287). Przyśpieszenie szybowca na początku lotu wznoszącego: $p_{o\,w} = 0{,}1185\ g$ (350). Przyśpieszenie szybowca na końcu lotu wznoszącego t. z. w chwili doczepiania się do samolotu: $p_{k\,w} = 0{,}064\ g$ (351). Średnica naboju rakietowego: $d = 10{,}4\ cm$ (169). Ciężar w 1 sekundzie: $G_s = 0{,}176\ kg$ (172). Całkowity ciężar naboju rakietowego: $G_c = 1{,}54\ kg$ (294). Długość naboju rakietowego: $l = 10{,}8\ cm$ (175). Ciężar całej rakiety dla łuski z lekkiego stopu: $G_r = 1{,}88\ kg$. Wielkość charakterystyczna rakiety: $P\,t_w = 250\ kgsek$ (59) nie jest dużą. Oznaczając koszt 1 kilograma prochu przez „a", mamy: koszt rakiety $= 2\,G_c\,a = 3{,}08\,a$.

16. Lot poziomy szybowca przy pomocy rakiety prochowej.

Obieram szybowiec I. T. S. VIII., jak w przykładzie 1., z rakietą wbudowaną z tyłu. Dane: całkowity ciężar $Q = 205\ kg$, $S = 17{,}7\ m^2$, odległość kominków $s = 1000\ m$. Z biegunowej dla kąta natarcia największej doskonałości: $c_{x_0} = 0{,}05$, $c_{y_0} = 0{,}85$, $i_0 = 5{,}6^0$, proch czarny: $k = \frac{1}{3}$, $\gamma = 0{,}00165\ kg/cm^3$, $c_{a\,rz.} = 1600\ m/sek$. Obliczamy: prędkość lotu w poziomie: $v_p = 15\ m/sek$ (232), siła pociągowa rakiety: $P = 11{,}93\ kg$ (352), średnica naboju rakietowego: $d = 6{,}73\ cm$ (168), czas przelotu: $t_p = 61{,}5\ sek$ (353), ciężar w jednej sekundzie: $G_s = 0{,}073\ kg$ (172), ciężar całkowity naboju rakietowego: $G_c = 4{,}86\ kg$, długość naboju rakietowego: $l = 83{,}5\ cm$ (175), ciężar całej rakiety dla łuski z lekkiego stopu: $G_r = 5{,}92\ kg$. Wielkość charakterystyczna rakiety: $P\,t_p = 735\ kgsek$ (59). Oznaczając koszt 1 kilograma prochu przez „a", mamy: koszt rakiety $= 2\,G_c\,a = 9{,}72\,a$.

17. Lot poziomy szybowca z silnikiem bardzo słabej mocy przy pomocy rakiety prochowej.

Obieram szybowiec I. T. S. VIII., jak w przykładzie 1, z rakietą wbudowaną z tyłu, zaopatrzony w silnik bardzo słabej mocy. Obliczenia przeprowadzimy dla 2 silników o mocy 7 KM i 9 KM. Dane: ciężar całkowity $Q = 270\ kg$, $S = 17{,}7\ m^2$, odległość kominków $s = 1000\ m$. Z biegunowej dla kąta natarcia największej doskonałości: $c_{x_0} = 0{,}05$, $c_{y_0} = 0{,}85$, $i_0 = 5{,}6^0$, η śmigła $= 0{,}65$. Spółczynnik „c_s" mały, bo silnik jest słabej mocy: $c_s = 0{,}02$, $N_c = 7$ KM, i $N_c = 9$ KM, szybkość przelotowa $v_c = 30\ m/sek = \sim 108\ km/$ godz., proch czarny: $k = \frac{1}{3}$, $\gamma = 0{,}00165\ kg/cm^3$, $c_{a\,rz.} = 1600\ m/sek$. Obliczamy: spółczynnik wyporu: $c_{y\,c} = 0{,}272$ (355) z biegunowej dla tego spółczynnika wyporu: $c_{x\,c} = 0{,}032$. Ciąg śmigła w locie poziomym na kącie natarcia największej doskonałości: $F_p = 15{,}88\ kg$ (225). Prędkość w locie poziomym na kącie natarcia największej doskonałości: $v_p = 16{,}92\ m/sek$ (232). Moc silnika, potrzebna do lotu poziomego na kącie natarcia największej doskonałości: $N_p = 5{,}52$ KM (226).

Moc 7 KM. Moc 9 KM. Ciąg śmigła w miejscu: $F_0 = \sim 22$ *kg*, $F_0 = \sim 30$ *kg* (229). Ciąg śmigła w locie z prędkością „v_c": $F_c = 2,1$ *kg*, $F_c = 10,1$ *kg* (356). Siła pociągowa rakiety: $P = 29,7$ *kg*, $P = 21,7$ *kg* (357). Czas lotu: $t_c = 33,3$ *sek*, $t_c = 33,3$ *sek* (358). Srednica naboju rakietowego: $d = 10,6$ *cm*, $d = 8,9$ *cm* (168). Ciężar na 1 sekundę: $G_s = 0,182$ *kg*, $G_s = 0,127$ *kg* (172). Ciężar całkowity naboju rakietowego: $G_c = 6,05$ *kg*, $G_c = 4,22$ *kg* (359). Długość naboju rakietowego: $l = 41,4$ *cm*, $l = 41,4$ *cm* (175). Ciężar całej rakiety dla łuski z lekkiego stopu: $G_r = 7,38$ *kg*, $G_r = 5,15$ *kg* (190). Wielkość charakterystyczna rakiety: $P\,t_c = 990$ *kgsek*, $P\,t_c = 722$ *kgsek* (59). Oznaczając koszt 1 kilograma prochu przez „a", mamy: koszt rakiety $= 12,1\,a$, koszt rakiety $= 8,44\,a$. A teraz obliczymy prędkość i czas lotu bez rakiety. Wyrażenie: $\frac{c_{ycb}^3}{c_{xcb}^2} = 95,2$, $\frac{c_{ycb}^3}{c_{xcb}^2} = 51,2$ (362). Z krzywej (288) mamy: $c_{ycb} = 0,485$, $c_{ycb} = 0,395$ (288). Prędkość lotu przy działaniu tylko napędu śmigło-silnikowego: $v_{c_1} = 22,5$ *m/sek*, $v_{c_1} = 24,9$ *m/sek* (363). Czas lotu: $t_{c_1} = 44,4$ *sek*, $t_{c_1} = \sim 40$ *sek* (364).

18. Lot ślizgowy szybowca przy pomocy rakiety prochowej.

Obieram szybowiec I. T. S. VIII., jak w przykładzie 1, z rakietą wbudowaną z tyłu. Dane: ciężar całkowity $Q = 205$ *kg*, $S = 17,7\ m^2$, odległość kominków $t = 1000\ m$ (ryc. 15). Z biegunowej dla kąta natarcia największej doskonałości: $c_{x_0} = 0,05$, $c_{y_0} = 0,85$, $i_0 = 5,6^0$, proch czarny: $k = \frac{1}{3}$, $\gamma = 0,00165\ kg/cm^3$, $c_{a\,rz.} = 1600\ m/sek$. Spółczynnik: $m = 2$. Obliczamy najpierw stratę wysokości przy locie ślizgowym bez rakiety. Kąt nachylenia toru lotu do poziomu: $\operatorname{tg} \varphi = 0,05895$ (365), $\varphi = 3^0\,30'$. Strata wysokości: $z = 58\ m$ (366). Długość lotu: $s = 1001,5\ m$ (367). Prędkość lotu ślizgowego na kącie natarcia największej doskonałości: $v_p = 14,7$ *m/sek* (368). Czas lotu: $t_s = 67,8$ *sek* (369). Przy zastosowaniu rakiety strata wysokości: $z_1 = \frac{z}{2} = 29m$ (370). Kąt nachylenia toru lotu do poziomu: $\operatorname{tg} \varphi_1 = 0,029$, $\varphi_1 = 1^0\,42'$ (371). Długość lotu: $s_1 = 1001\ m$ (372). Prędkość lotu na kącie natarcia największej doskonałości: $v_{p_1} = 14,8$ *m/sek* (373). Siła pociągowa rakiety: $P = 6,9$ *kg* (374). Czas lotu: $t_{s_1} = 67,6$ *sek* (375). Średnica naboju rakietowego: $d = 5,14$ *cm* (170). Ciężar na 1 sekundę: $G_s = 0,0425$ *kg* (172). Całkowity ciężar naboju rakietowego: $G_c = 2,875$ *kg* (376). Długość naboju rakietowego: $l = 84$ *cm* (175). Ciężar całej rakiety dla łuski z lekkiego stopu: $G_r = 3,5$ *kg* (190). Wielkość charakterystyczna rakiety: $P\,t_{s_1} = 467$ *kgsek* (59). Oznaczając koszt 1 kilograma prochu przez „a", mamy: koszt rakiety $= 2\,G_c\,a = 5,75\,a$.

XVIII. Wnioski.

Tabela 2 podaje zestawienie wyników przykładów obliczeniowych przy użyciu prochu czarnego jako materjału pędnego. Z przykładów tych możemy wyciągnąć następujące wnioski:

1. Najmniejsza rakieta wypada przy użyciu jej jako napędu pomocniczego w celu ruszenia z miejsca szybowca z silnikiem o mocy 9 KM. Ruszenie z miejsca tego szybowca przy przyjętych spółczynnikach tarcia i przy działaniu samego napędu śmigło-silnikowego byłoby niemożliwem. Ciężar prochu w tym wypadku 0,85 *kg*.

2. Również małe wypadają wymiary rakiet przy użyciu ich jako napędu pomocniczego w celu nabrania przez szybowiec w wypadku startu do lotu ciągowego (do holu) prędkości, równej prędkości ciągnącego (holującego) samolotu. Napęd rakietowy współdziała również i w tych wypadkach z napędem śmigło-silnikowym. Ciężary prochu wahają się w granicach od 1,54 *kg* do 1,96 *kg* w zależności od mocy silnika (9 KM. i 7 KM.).

3. Trochę większe wypadają rakiety przy użyciu ich w celu skrócenia rozbiegu startującego szybowca z silnikiem słabej mocy (start na kołach), tudzież w celu zmniejszenia spadku wysokości w czasie lotu ślizgowego na długości 1000 *m*. Ciężary prochu wynoszą w tych wypadkach: 2,15 *kg* dla rozbiegu na kołach z terenu płaskiego przy działającym silniku o mocy 9 KM, 3,60 *kg* dla tego samego wypadku przy silniku 7 KM i 2,87 *kg* w wypadku lotu ślizgowego.

4. Dosyć już duże wypadają rakiety w wypadku użycia ich w czasie startu do lotu ciągowego bez współdziałania napędu śmigło-silnikowego (ciężar prochu 3,77 *kg*, prędkość samolotu ciągnącego 25 *m/sek*), w wypadku startu ze zbocza (4,00 *kg*), w wypadku zwiększenia prędkości lotu w poziomie przy współdziałaniu silnika 9 KM do 30 *m/sek* (4,22 *kg*) i w wypadku lotu poziomego na kącie natarcia największej doskonałości na długości 1000 *m* (4,86 *kg*) bez współdziałania napędu śmigło-silnikowego.

5. Duże rakiety wypadają w wypadku zastosowania ich do startu z terenu płaskiego bez współdziałania napędu śmigło-silnikowego (8,85 *kg* dla startu na płozach i 5,33 *kg* dla startu na kołach), w wypadku startu na płozach ciężkiego szybowca z silnikiem bardzo słabej mocy (7 KM, 10,86 *kg* prochu), w wypadku lotu poziomego z prędkością 30 *m/sek*, przy współdziałaniu silnika 7 KM (6,05 *kg*) i wreszcie w wypadku zrywowego startu szybowca, przeznaczonego do lotu mięśniowego (11,70 *kg* dla płóz i 10,73 *kg* dla kół).

6. Największe rakiety wypadają przy starcie na wysokość t. z. przy locie wznoszącym (45,10 *kg* — 72,20 *kg*, wysokość 500 *m*).

Zbierając to wszystko, dochodzimy do ostatecznych wniosków, a mianowicie:

a) Rakiety prochowe mogą znaleść zastosowanie w szybownictwie najprędzej jako napęd pomocniczy przy współdziałaniu napędu śmigło-silnikowego w czasie s t a r t u z t e r e n u p ł a s k i e g o, w wypadku startu do lotu ciągowego celem nabrania prędkości równej prędkości ciągnącego samolotu, jako czynnik bezpieczeństwa celem zmniejszenia spadku wysokości w locie ślizgowym względnie celem przelecenia poziomo pewnej, niedużej zresztą, odległości i w ostateczności celem zwiększenia szybkości lotu poziomego przy współdziałaniu napędu śmigło-silnikowego.

TABELA 2. Zestawienie wyników

Typ szybowca	Ciężar kg	Rodzaj ruchu (rozbieg, lot)	Podwozie	Spółczynnik tarcia μ_s	Spółczynnik tarcia μ	Napęd w pierwszej chwili rozbiegu	Napęd w czasie rozbiegu	Napęd w czasie lotu
I. T. S. VIII.	205	Rozbieg z terenu płaskiego . . .	Płozy	0,6	0,2	Rakieta	Rakieta	—
I. T. S. VIII.	205	Rozbieg z terenu płaskiego . . .	Koła	0,2	0,07	Rakieta	Rakieta	—
I. T. S. VIII.	205	Rozbieg ze zbocza (10°) . . .	Płozy	0,6	0,2	Rakieta	Rakieta	—
I. T. S. VIII.	270	Rozbieg z terenu płaskiego . . .	Płozy	0,6	0,2	Silnik 7 KM	Silnik 7 KM	—
I. T. S. VIII.	270	Rozbieg z terenu płaskiego . . .	Płozy	0,6	0,2	Silnik 7 KM i rakieta	Silnik 7 KM i rakieta	—
I. T. S. VIII.	270	Rozbieg z terenu płaskiego . . .	Koła	0,2	0,08	Silnik 7 KM	Silnik 7 KM	—
I. T. S. VIII.	270	Rozbieg z terenu płaskiego . . .	Koła	0,2	0,08	Silnik 7 KM i rakieta	Silnik 7 KM i rakieta	—
I. T. S. VIII.	270	Rozbieg z terenu płaskiego . . .	Koła	0,11	0,07	Silnik 9 KM	Silnik 9 KM	—
I. T. S. VIII.	270	Rozbieg z terenu płaskiego . . .	Koła	0,11	0,07	Silnik 9 KM i rakieta	Silnik 9 KM i rakieta	—
I. T. S. VIII.	270	Rozbieg z terenu płaskiego . . .	Koła	0,2	0,07	Silnik 9 KM	Silnik 9 KM	—
I. T. S. VIII.	270	Rozbieg z terenu płaskiego . . .	Koła	0,2	0,07	Silnik 9 KM i rakieta	Silnik 9 KM	—
Sowiecki do lotu mięśn.	140	Start zrywowy .	Płozy	0,6	—	Rakieta	—	Mięśnie ludzkie
Sowiecki do lotu mięśn.	140	Start zrywowy .	Koła	0,2	—	Rakieta	—	Mięśnie ludzkie
I. T. S. VIII.	205	Start na wysokość	—	—	—	—	Dowolny	Rakieta
I. T. S. VIII.	270	Start na wysokość	—	—	—	—	Dowolny	Silnik 7 KM i rakieta
I. T. S. VIII.	270	Start na wysokość	—	—	—	—	Dowolny	Silnik 9 KM i rakieta
I. T. S. VIII.	270	Start do holu .	Płozy	—	0,2	—	Dowolny	Rakieta
I. T. S. VIII.	270	Start do holu .	Dowolne	—	—	—	—	Silnik 7 KM lub 9 KM
I. T. S. VIII.	270	Start do holu .	Koła	—	0,07	—	Dowolny	Silnik 7 KM i rakieta
I. T. S. VIII.	270	Start do holu .	Koła	—	0,07	—	Dowolny	Silnik 9 KM i rakieta
I. T. S. VIII.	205	Lot w poziomie .	—	—	—	—	—	Rakieta
I. T. S. VIII.	270	Lot w poziomie .	—	—	—	—	—	Silnik 7 KM
I. T. S. VIII.	270	Lot w poziomie .	—	—	—	—	—	Silnik 7 KM i rakieta
I. T. S. VIII.	270	Lot w poziomie .	—	—	—	—	—	Silnik 9 KM
I. T. S. VIII.	270	Lot w poziomie .	—	—	—	—	—	Silnik 9 KM i rakieta
I. T. S. VIII.	205	Lot ślizgowy . .	—	—	—	—	—	Pod wpływem własnego ciężaru
I. T. S. VIII.	205	Lot ślizgowy . .	—	—	—	—	—	Rakieta

b) Rakiety prochowe mogą znaleźć zastosowanie jako napęd bez współdziałania innych napędów w wypadku startu z terenu płaskiego i w wypadku zrywowego startu szybowca do lotu mięśniowego, choć w tych wypadkach rakiety wypadają bardzo duże.

c) Rakiety prochowe — przynajmniej z prochu czarnego — nie znajdą zastosowania w wypadku lotu na wysokość i to bez względu na to, czy szybowiec jest zaopatrzony w silnik słabej mocy czy też nie.

d) Duże widoki rozwoju przedstawiają rakiety prochowe, jeżeli chodzi o możliwości wykonania przelotów na termice kominowej na motoszybowcu rakietowym. Rakiety mogą w tym wypadku zastąpić zespół śmigło - silnikowy, nawet z lepszym skutkiem, bo nie psują kształtów zewnętrznych szybowca, ani jego własności aerodynamicznych.

przykładów obliczeniowych.

Przyśpieszenie w pierwszej chwili ruchu	Przyśpieszenie na początku rozbiegu lub lotu	Przyśpieszenie w chwili oderwania się szybowca lub na końcu lotu	Siła pociągowa rakiety w pierwszej chwili	Siła pociągowa rakiety w czasie rozbiegu lub lotu	Średnica naboju rakiety	Długość naboju rakiety	Ciężar prochu	Długość rozbiegu lub lotu	Wysokość wzniesienia się	Czas rozbiegu lub lotu	Czas palenia się rakiety
g	*g*	*g*	*kg*	*kg*	*cm*	*cm*	*kg*	*m*	*m*	*sek*	*sek*
0,2	0,09	0,22	164	59,5	15,0	37,2	8,85	51,0	—	10	13
0,2	0,09	0,101	82	32,8	11,2	37,55	5,33	92,6	—	16	19
0,2	0,09	0,218	126,05	22,7	10,0	38.1	4,00	50,6	—	10	13
—0,52	—0,122	Start niemożliwy		—	—	—	—	—	—	—	—
0,2	0,05	0,157	195	46,5	13,3	56,7	10,86	92,0	—	20	23
—0,122	—0,00222	Start niemożliwy		—	—	—	—	—	—	—	—
0,2	0,05	0,0511	87	14,1	7,3	66,0	3,60	224,0	—	32	35
0,00111	0,0411	0,018	—	—	—	—	—	516,0	—	46	—
0,2	0,08	0,057	10,5	10,5	6,34	47,0	2,15	212,5	—	21	24
—0,089	0,0411	Ruszenie z miejsca niemożliwe. Rozbieg możliwy.					—	—	—	—	—
0,2	0,0411	0,018	78	—	6,00	27,4	0,85	516,0	—	46	1,77
4,0	—	4,53	644	—	10,00	135,4	11,70	1,6	—	0,286	2,96
4,0	—	4,12	588	—	10,00	124,0	10,73	1,58	—	0,295	2,96
—	—	—	—	37,5	12,00	387,0	72,20	4100,00	500	314,00	314,00
—	—	—	—	46,33	13,30	237,5	54,50	2800,00	500	192,00	192,00
—	—	—	—	38,33	12,11	237,5	45,10	2800,00	500	192,00	192,00
—	0,088	0,0735	—	47,30	13,40	14,2	3,77	265,00	2,1	13,00	13,00
Nabranie prędkości 25 *m/sek*, równej prędkości holującego samolotu, niemożliwe.											
—	0,1185	0,064	—	36,60	11,80	10,8	1,96	189,00	3,3	8,75	8,75
—	0,1185	0,064	—	28,60	10,40	10,8	1,54	189,00	3,3	8,75	8,75
—	—	—	—	11,93	6,73	83,5	4,86	1000,00	—	61,50	61,50
—	—	$v_{c_1}=22{,}5$ *m/sek*	—	—	—	—	—	1000,00	—	44,40	—
—	—	$v_c=30$ *m/sek*	—	29,70	10,60	41,4	6,05	1000,00	—	33,30	33,30
—	—	$v_{c_1}=24{,}9$ *m/sek*	—	—	—	—	—	1000,00	—	40,00	—
—	—	$v_c=30$ *m/sek*	--	21,70	8,90	41,4	4,22	1000,00	—	33,30	33,30
—	—	—	—	—	—	—	—	1001,50	Strata wysokości 58 *m*	67,80	—
—	—	—	—	6.90	5,14	84,0	2,87	1001,00	Strata wysokości 29 *m*	67,60	67,60

XIX. Zgłoszenie patentowe.

Zastosowanie rakiet prochowych jako środka napędowego w lotnictwie zgłoszono jako patent w Urzędzie Patentowym Rzeczypospolitej Polskiej (M. P. i H.).

Autorzy: Prof. inż. Stanisław Łukasiewicz (Lwów, Polska) i

Zbigniew Leliwa Krzywobłocki (Lwów, Polska).

Tytuł: Sposób uzyskiwania sił napędowych (sił reakcyjnych) przy pomocy rakiet prochowych lub z innych materjałów wybuchowych do bezpośredniego napędu maszyn lotniczych.

Oczywiście można tego rodzaju rakiety prochowe stosować i do szybowców oraz motoszybowców.

Zastrzeżenia patentowe obejmują zastosowanie samych rakiet prochowych do nadania maszynom lotniczym pewnej prędkości, a szczególnie zastosowanie tych rakiet jako napędu pomocniczego.

Numer sprawy: P. 49629. Data podania 17. IV. 1936.

Zakończenie.

Obliczenia i rozważania, wyżej przeprowadzone, wykazały, że rakiety prochowe mogą znaleść zastosowanie w szybownictwie jako napęd pomocniczy w niektórych wypadkach, jak skrócenie rozbiegu przy starcie, gdy szybowiec jest zaopatrzony w silnik słabej mocy, w czasie startu do lotu ciągowego (do holu), jako pewien czynnik bezpieczeństwa dla przelecenia pewnej odległości bez straty względnie z małą stratą wysokości i t. p.

Obliczenia przeprowadziłem dla rakiet, nie posiadających żadnych urządzeń pomocniczych w celu zwiększenia sprawności napędu rakietowego. Działanie tego rodzaju urządzeń pomocniczych jak dysza Melota, tłok powietrzny i t. p. jeszcze nie jest należycie teoretycznie ujęte, tak, że w obliczeniach nie mogłem brać ich pod uwagę.

Na wstępie zaznaczyłem, że nie biorę pod uwagę w swoich rozważaniach czynnika bezpieczeństwa spowodu braku jakichkolwiek danych pomiarowych w tym kierunku. Otóż należy zaznaczyć, że powyższe obliczenia dopiero wtedy będą miały pełną praktyczną wartość i praktyczne znaczenie, gdy zostaną przeprowadzone pomiary rakiet, mające na celu oznaczenie granicy wielkości rakiet, powyżej której stosowanie rakiet może się stać niebezpieczne. Najprawdopodobniej granica ta nie będzie zbyt wysoką, może będzie zawierała się ona w ciężarze 2—3 *kg* prochu w jednej rakiecie, co oczywiście pociągnie za sobą znaczne ograniczenie zakresu stosowalności rakiet w szybownictwie. W dalszym ciągu badań należałoby stwierdzić, czy byłoby dopuszczalnem z punktu widzenia bezpieczeństwa użycie kilku małych rakiet, ułożonych obok siebie i zapalanych po kolei jedna za drugą.

LITERATURA.

[1]. A. B. Scherschevsky. Die Rakete für Fahrt und Flug. 1929.

[2]. Max Valier. Raketenfahrt. Berlin. 1928.

[3]. Dr. Eugen Sänger. Raketenflugtechnik. München und Berlin. 1933.

[4]. S. M. Chemja materjałów wybuchowych.

[5]. Z. L. Krzywobłocki. Możliwości zastosowania napędu rakietowego w lotnictwie. Lwowskie Czasopismo Lotnicze. Nr. 8. Grudzień. 1935.

[6]. Raketenversuche mit Flugzeugen und Flugzeugmodellen. Mitteilung des Forschungsinstitutes der Rhön - Rositten - Geselschaft e. V. von A. Lippisch und Fr. Stamer. Z. F. M. 28 czerwiec. 1928. Zeszyt 12.

[7]. C. P. Korolew. Raketnyj polet w stratosfere. Moskwa 1934.

[8]. Gustaw Andrzej Mokrzycki. Rozbieg startujących samolotów. Istytut Badań Technicznych Lotnictwa. Sprawozdanie kwartalne. Nr. 3. Warszawa. 1930.

[9]. Gustaw Andrzej Mokrzycki. Projekt płatowca. Zeszyt I. Wstępny projekt aerodynamiczny. Warszawa. 1934.

[10]. Auftretende Momente bei Modellen mit Raketenantrieb. Flugsport 20 lipiec. 1932. Nr. 15, str. 286.

[11]. Ein Raketenflugmodell der Breslauer Modell- und Segelflugverein. Flugsport. Nr. 10. 1930, str. 184.

[12]. Cattaneo - Piero - Magni. Raketenflugzeug. Muster „R. R.“ Z. F. M. 19 zeszyt. 1931, str. 591.

[13]. Dr. E. Cattaneo. L’avio - azzo „R. R.“ L’ala d’Italia. 9. 1931, str. 617—618.

[14]. Sprungstart für leichte Flugzeuge. Flugsport. Nr. 3. 1936, str. 58.

[15]. Diringshofen. Die Bedeutung von hydrostatischen Druckunterschieden für den Blutkreislauf des Menschen bei Einwirkung hoher Beschleunigungen. Z. F. M. 1932, str. 164.

[16]. Diringshofen. Über die Wirkung von Beschleunigungen im Fluge auf den Menschen. Z. F. M. 1933, str. 589.

[17]. Adam Nowotny. O obciążeniach szybowców w locie. Instytut Techniki Szybownictwa we Lwowie. 1934.

[18]. Inż. Czesław J. Kączkowski. Zagadnienie wygody w komunikacji pasażerskiej. Skrzydlata Polska. Nr. 8. Sierpień. 1935.

[19]. F. Cander. Problema poleta pri pomocy reaktywnych apparatów. Moskwa. 1932.

[20]. Inż. S. Striszewskij. O reaktywnom razgone samoleta. Technika Wozdusznogo Flota. Nr. 1. 1934. Moskwa.

[21]. H. Dubbel. Taschenbuch für den Maschinenbau.

[22]. Hütte. Des Ingenieurs Taschenbuch.

[23]. Inż. W. Stępniewski. Lot ciągowy szybowca. Skrzydlata Polska. Kwiecień. 1936.

[24]. Dr. Inż. Stefan Neumark. Obliczanie długości startu i lądowania z uwzględnieniem wiatru. Przegląt Lotniczy. Nr. 1. 1934.

[25]. Alayrac. Etude sur le vol ascendant. La Technique Aéronatique. X. 1914, str. 41.

[26]. E. Everling. Der Aufstieg von Flugzeugen. Z. F. M. 1916, str. 124.

[27]. Stefan Neumark. Metoda analityczna w mechanice lotu. Instytut Badań Technicznych Lotnictwa. Nr. 8. 1932. Nr. 12. 1933.

[28]. Lot mięśniowy w Sowietach. T. W. Skrzydlata Polska. Grudzień. 1935.

[29]. H. Blenk. Startformeln für Landflugzeuge. Z. F. M. 1927, str. 25.

[30]. Inż. W. Stępniewski i M. Piątek. Zastosowanie wykresów logarytmicznych w projekcie wstępnym szybowca. Lwowskie Czasopismo Lotnicze. Lwów. Grudzień. 1935, Nr. 8.

[31]. Martin Schrenk. Abflug und Schraubenzug. Z. F. M. 1932, str. 629.

[32]. Inż. Wacław Czerwiński. Wpływ własności profilu i wydłużenia na prędkość opadania szybowca.

[33]. Pat. 609363. v. 17. 2. 34. veröff. 13. 2. 35. Dornier — Metallbauten G. m. b. H. Friedrichshafen a. B. Hilfsvorrichtung für den Start von Seeflugzeugen. Patentsammlung des Flugsport. Band VI. Nr. 2. 1935, str. 7.

[34]. G. Arturo Crocco. Accademico D’Italia, Stabile di aeronautica Generale nella R. Scuola di Ingegneria di Roma. Elementi di aviazione.

[35]. Luftwehrtechnik. Deutsche Luftwacht. Luftwehr. Tom 3. Nr. 6. 1936. Czerwiec. Str. 269.

[36]. Fuchs, Hopf, Seewald. Aerodynamik. Berlin. 1934. Str. 245, 255.

II.

Możliwości zastosowania rakiet prochowych w lotnictwie wojskowem.

Les possibilités de l'emploi des fusées à poudre dans l'aviation militaire.

Le présent article a pour but la considération des possibilités de l'emploi des fusées à poudre dans l'aviation militaire afin de réduire la longueur du roulement au décollage et à l'atterrissage etc. L'auteur tend donc à établir, dans chaque exemple, des formules donnant les dimensions de la fusée, compte tenu des hypothèses faites. Les observations faites par l'auteur dans l'article précédent et concernant la sécurité sont toujours en vigueur.

Comme résultat des calculs, l'auteur vient à la conclusion que, si on néglige le facteur sécurité, les fusées à poudre peuvent être employées au décollage et lors de l'atterrissage, mais que l'effet de leur application est faible en montée quand on s'en sert comme d'un moyen auxiliaire. Toutefois, pour prononcer un jugement définitif sur la possibilité de l'emploi des fusées à poudre dans l'aviation, il serait nécessaire d'effectuer des mesures ayant pour but d'étudier le facteur le plus important — le facteur sécurité. La sortie de la vrille et le décollage d'hydravions constituent des possibilités ultérieures de l'application des fusées à poudre.

Des graves difficultés de construction présentera sans doute le montage de la fusée de cette façon qu'aucune partie de l'avion ne soit exposée à l'action des gaz chauds d'échappement et que la direction de la force propulsive passe par le centre de gravité de l'avion entier ou bien près du centre de gravité. En tout cas, les difficultés à surmonter seront moindres dans les avions entièrement métalliques que dans les avions en bois ou de construction mixte.

Przegląd treści:

WSTĘP.

Celem niniejszego artykułu jest rozważanie możliwości zastosowania rakiet prochowych w lotnictwie wojskowem do skrócenia rozbiegu przy starcie, dobiegu przy lądowaniu i t. d. W każdem z obliczeń zatem dążę do podania wzorów na wymiary rakiety przy pewnych założeniach. Co do bezpieczeństwa, to zachowują tu swoją moc te same uwagi, które umieściłem w poprzednim artykule. Również opis rakiet prochowych może czytelnik znaleść w poprzednim artykule.

I. Start samolotu przy pomocy rakiety prochowej.

1. Ustawienie samolotu.

Przyjmuję, że samolot jest ustawiony na płaskim terenie. Zadaniem mojem jest obliczenie długości i czasu rozbiegu. Przez słowo „długość rozbiegu" rozumiem drogę, jaką samolot przebiegnie od chwili zaczęcia ruchu do chwili oderwania się od ziemi. Zatem przy końcu rozbiegu prędkość powinna być tak dużą, by uzyskany wypór skrzydeł był równy ciężarowi samolotu.

Obliczenia przeprowadzam pod następującemi założeniami:

a) W czasie całego rozbiegu ciężar samolotu nie ulega zmianie; zatem nie biorę pod uwagę zmiany ciężaru samolotu skutkiem wypalenia się naboju rakietowego.

b) Nie biorę pod uwagę wpływu oddziaływania ziemi na wielkość sił aerodynamicznych skrzydeł samolotu.

c) Przyjmuję stały kąt natarcia skrzydeł w czasie całego rozbiegu.

d) Przyjmuję zatem spółczynniki „c_x" i „c_y" dla całego samolotu za stałe w czasie całego rozbiegu.

e) Przyjmuję, że siły bezwładności startującego samolotu, siła tarcia, siła pociągowa śmigła i rakiety, wreszcie siły aerodynamiczne zaczepiają w środku ciężkości samolotu.

f) Przyjmuję, że kierunki sił bezwładności, sił pociągowych śmigła i rakiety i siły oporu aerodynamicznego leżą na jednej prostej.

Praktycznie rzecz biorąc, w czasie rozbiegu wystąpi zmiana kąta natarcia, a więc i spółczynników „c_x" i „c_y", albowiem pilot będzie w czasie rozbiegu manewrował drążkiem sterowym. Jednakże poniżej udowodnię, że zmiany tego rodzaju są praktycznie bez znaczenia.

2. Wbudowanie rakiety.

Rakieta będzie musiała być umieszczoną w specjalnej komorze rakietowej w tyle kadłuba. Komorę rakietową należy oddzielić od reszty przestrzeni kadłuba przegrodą ogniotrwałą. Opierzenie tylne samolotu nie powinno być objęte przez strumień gazów wylotowych. Rakieta będzie mogła być wkładaną do komory rakietowej albo od strony wylotu gazów albo od kabiny pilota przez specjalny otwór w ścianie ogniotrwałej, zamykany szczelną nakrywą. Zapalenie elektryczne np. przy pomocy małej baterji.

Ważną rzeczą jest odpowiednie umieszczenie rakiety względem środka ciężkości samolotu [10] [1]). Gdy rakieta umieszczona jest za nisko względem środka ciężkości, to siła pociągowa rakiety daje względem tego środka moment, usiłujący obrócić samolot łbem do góry czyli zwiększyć kąt natarcia. Przy takiem zatem umieszczeniu rakiety pilot w czasie rozbiegu będzie musiał drążek sterowy lekko „oddawać",by np. rozbieg odbywał się stale na najlepszym kącie natarcia. Gdy rakieta będzie umieszczona za wysoko, to siła pociągowa rakiety da względem środka ciężkości samolotu moment, usiłujący zmniejszyć kąt natarcia. Pilot w czasie rozbiegu będzie musiał drążek sterowy lekko „ściągać na siebie", by rozbieg odbywał się stale na najlepszym ką-

[1]) Spis literatury znajduje się w poprzednim artykule.

cie natarcia. Według [20] lepiej jest umieścić rakietę za nisko niż za wysoko, gdyż rakieta umieszczona za wysoko może przy małej nierówności podłoża względnie przy małym błędzie pilota spowodować „kapotaż" samolotu.

Najlepiej jest umieścić rakietę tak, by kierunek siły pociągowej przechodził przez środek ciężkości całego samolotu, co jednakże jest rzeczą trudną.

3. Ciąg śmigła.

Na wstępie zaznaczam, że nie chodzi mi o dokładne obliczenie wartości siły ciągu śmigła, gdyż to będzie odgrywało w poniższych obliczeniach podrzędniejszą rolę. Ponieważ w tych obliczeniach chodzi tylko o porównanie długości rozbiegu przy zastosowaniu rakiety i długości rozbiegu bez użycia rakiety, zatem ciąg śmigła możemy obliczyć którymkolwiek wzorem, więcej lub mniej przybliżonym.

Oznaczamy:

S_0 = ciąg śmigła w miejscu,
S = ciąg śmigła w locie,
k_c = spółczynnik ciągu śmigła (z pomiarów tunelowych),
τ = spółczynnik ciągu śmigła (z pomiarów tunelowych),
ϱ = gęstość powietrza (przyjmuję równą $^1/_8$),
F_s = powierzchnia koła, zakreślonego przez śmigło,
U = prędkość obwodowa końców śmigła,
n = ilość obrotów śmigła,
D = długość śmigła (średnica koła zakreślonego),
λ = posuw,
v = prędkość lotu samolotu,
k_{c_0} = spółczynnik ciągu śmigła w miejscu.
τ_0 = spółczynnik ciągu śmigła w miejscu,
U_0 = prędkość obwodowa końców śmigła, gdy samolot stoi w miejscu,
n_0 = ilość obrotów śmigła, gdy samolot stoi w miejscu,
c_s = spółczynnik zależny od charakterystyk śmigła i od stosunku powierzchni śmigła do powierzchni nośnej (stały dla danego śmigła i samolotu),
Q = ciężar całego samolotu,
F = powierzchnia nośna skrzydeł.

Ciąg śmigła można obliczyć z wzoru:

$$S = k_c \, \varrho \, F_s \, U^2 \quad . \; . \; . \; . \quad (1)$$

względnie:

$$S = \tau \, \varrho \, n^2 D^4 \quad . \; . \; . \; . \quad (2)$$

Spółczynniki „k_c" i „τ" należy odczytać z charakterystyki śmigła dla danego posuwu. Posuw wyraża się wzorem:

$$\lambda = \frac{v}{U} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (3)$$

względnie również i następującą wielkością charakterystyczną:

$$\lambda = \frac{v}{n D} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (4)$$

Ciąg śmigła w miejscu wyrazi się wzorem:

$$S_0 = k_{c_0} \, \varrho \, F_s \, U_0^2 \quad . \; . \; . \; . \quad (5)$$

względnie:

$$S_0 = \tau_0 \, \varrho \, n_0^2 \, D^4 \quad . \; . \; . \; . \quad (6)$$

Spółczynniki „k_{c_0}" i „τ_0" odczytuje się z charakterystyki śmigła dla posuwu równego zeru.

Ciąg śmigła w locie względnie w ruchu samolotu można wyrazić dostatecznie ściśle w funkcji szybkości wzorem Alayrac'a-Everling'a:

$$S = S_0 - c_s F \frac{\varrho}{2} v^2 \quad . \; . \; . \quad (7)$$

Wartość spółczynnika „c_s" według Neumarka [24] waha się w granicach:

$$c_s = 0{,}02 \div 0{,}05 \quad . \; . \; . \; . \quad (8)$$

Nie zajmuję się zupełnie doborem śmigła do silnika, gdyż, jak to już wyżej zaznaczyłem, nie chodzi mi zupełnie o dużą dokładność, lecz o pewne porównanie. Przyjmuję zatem, że śmigło jest już dobrane do silnika i dalej, że śmigło jest o niezmiennym skoku.

Pewnym sprawdzianem odpowiedniego doboru zespołu śmigło — silnikowego do samolotu może być stosunek $S_0 : Q$. Stosunek ten według Neumarka bywa bardzo różny, najczęściej jednak waha się w granicach od $0{,}2 \div 0{,}4$ wyjątkowo może wzrosnąć do 0,5, natomiast dla maszyn bardzo przeciążonych spada bardzo znacznie, niekiedy do 0,1.

4. Równanie ruchu startującego samolotu.

Oznaczenia:

t = czas rozbiegu,
P_x = opór aerodynamiczny (zmienny w czasie rozbiegu),
T = opór tarcia (zmienny w czasie rozbiegu),
P = siła pociągowa rakiety stała w czasie całego rozbiegu,
P_y = siła wyporu skrzydeł samolotu (zmienna w czasie rozbiegu),
μ = spółczynnik tarcia kinetycznego kół samolotu o podłoże, przyjęty za stały w całym czasie rozbiegu,
ϱ = gęstość powietrza, przyjęta za stałą ($^1/_8$),
c_x = spółczynnik oporu całego samolotu, przyjęty za stały dla danego kąta natarcia w czasie całego rozbiegu,
c_y = spółczynnik wyporu całego samolotu, przyjęty za stały dla danego kąta natarcia w czasie całego rozbiegu,
N = nacisk na podłoże,
s = długość rozbiegu,
P_p = siła przyśpieszająca,
p = przyśpieszenie.

Równanie ruchu startującego samolotu w okresie, gdy koła dotykają podłoża, przedstawi się w postaci:

$$\frac{Q}{g} \frac{dv}{dt} = S + P - P_x - T \quad . \; . \quad (9)$$

Poszczególne siły można przedstawić:

$$P_x = c_x \frac{\varrho}{2} F v^2 \quad . \; . \; . \; . \quad (10)$$

$$T = \mu N \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (11)$$

Nacisk „N" jest w każdej chwili różnicą pomiędzy ciężarem samolotu a wyporem:

$$N = Q - P_y \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (12)$$

$$P_y = c_y \frac{\varrho}{2} F v^2 \quad . \quad . \quad . \quad (13)$$

Po wstawieniu w równanie (9) mamy:

$$\frac{Q}{g} \frac{dv}{dt} = (P + S_0 - \mu Q) + (\mu c_y - c_x - c_s) \frac{\varrho}{2} F v^2 \quad (14)$$

lub:

$$\frac{Q}{g} \frac{dv}{dt} = (P + S_0 - \mu Q) - (c_x + c_s - \mu c_y) \frac{\varrho}{2} F v^2 \quad (15)$$

W przypadku braku rakiety mamy:

$$\frac{Q}{g} \frac{dv}{dt} = (S_0 - \mu Q) + (\mu c_y - c_x - c_s) \frac{\varrho}{2} F v^2 \quad . \; . \quad (16)$$

lub:

$$\frac{Q}{g} \frac{dv}{dt} = (S_0 - \mu Q) - (c_x + c_s - \mu c_y) \frac{\varrho}{2} F v^2 \quad . \; . \quad (17)$$

5. *Długość rozbiegu obliczona wzorem dokładnym.*

Z definicji:

$$\frac{ds}{dt} = v \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (18)$$

mamy:

$$dt = \frac{ds}{v} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (19)$$

Podstawiamy wartość na „dt" w równanie (14):

$$\frac{Q}{g} \frac{dv}{ds} v = \frac{Q}{g} \frac{d(v^2)}{2\,ds} =$$

$$= (S_0 + P - \mu Q) + (\mu c_y - c_x - c_s) \frac{\varrho}{2} F v^2 \quad . \; . \quad (20)$$

lub:

$$ds = \frac{Q}{2g} \frac{d(v^2)}{(S_0 + P - \mu Q) + (\mu c_y - c_x - c_s) \frac{\varrho}{2} F v^2} \quad (21)$$

Wyrażenie to sprowadza się do wyrażenia:

$$ds = C \frac{dx}{b + ax} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (22)$$

$$s = C \frac{1}{a} \ln (b + ax) + \text{const.} \quad . \quad (23)$$

Aby znaleść długość rozbiegu „s" musimy całkować od:

$$v = 0 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (24)$$

do

$$v = v_u \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (25)$$

gdzie:

v_u = prędkość oderwania się t. z. prędkość, przy której samolot odrywa się od ziemi.

Po wstawieniu granic całkowania wzór na długość rozbiegu przedstawi się:

$$s = \frac{Q}{g} \frac{1}{(\mu c_y - c_x - c_s) \varrho F} \times$$

$$\times \ln \left\{ \frac{(P + S_0 - \mu Q) + (\mu c_y - c_x - c_s) \frac{\varrho}{2} F v_u^2}{(P + S_0 - \mu Q)} \right\} \quad (26)$$

względnie przy braku rakiety:

$$s_1 = \frac{Q}{g} \frac{1}{(\mu c_y - c_x - c_s) \varrho F} \times$$

$$\times \ln \left\{ \frac{(S_0 - \mu Q) + (\mu c_y - c_x - c_s) \frac{\varrho}{2} F v_u^2}{(S_0 - \mu Q)} \right\} \quad (27)$$

Wzorów (26) i (27) będziemy używali dla wartości:

$$(\mu c_y - c_x - c_s) > 0 \quad . \quad . \quad . \quad (28)$$

Dla wartości:

$$(c_x + c_s - \mu c_y) > 0 \quad . \quad . \quad . \quad (29)$$

użyjemy wzorów:

$$s = \frac{Q}{g} \frac{(-1)}{(c_x + c_s - \mu c_y) \varrho F} \times$$

$$\times \ln \left\{ \frac{(P + S_0 - \mu Q) - (c_x + c_s - \mu c_y) \frac{\varrho}{2} F v_u^2}{(P + S_0 - \mu Q)} \right\} \quad (30)$$

$$s_1 = \frac{Q}{g} \frac{(-1)}{(c_x + c_s - \mu c_y) \varrho F} \times$$

$$\times \ln \left\{ \frac{(S_0 - \mu Q) - (c_x + c_s - \mu c_y) \frac{\varrho}{2} F v_u^2}{(S_0 - \mu Q)} \right\} \quad (31)$$

6. *Czas rozbiegu obliczony wzorem dokładnym.*

Z wzoru (14):

$$dt = \frac{Q}{g} \frac{1}{(P + S_0 - \mu Q) + (\mu c_y - c_x - c_s) \frac{\varrho}{2} F v^2} dv \quad (32)$$

Całkowity czas rozbiegu:

$$t = \frac{Q}{g} \int_0^{v_u} \frac{1}{(P + S_0 - \mu Q) + (\mu c_y - c_x - c_s) \frac{\varrho}{2} F v^2} dv \quad (33)$$

Powyższa całka sprowadza się do całki typu:

$$t = B \int \frac{dx}{a + bx^2} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (34)$$

W wyniku całkowania mamy:

$$t = B \frac{1}{\sqrt{ab}} \operatorname{arc\,tg} \left(x \sqrt{\frac{b}{a}} \right) + \text{cons.} \quad . \; . \quad (35)$$

Po wstawieniu granic całkowania mamy:

$$t = \frac{Q}{g} \frac{1}{\sqrt{(P + S_0 - \mu Q)(\mu c_y - c_x - c_s) \frac{\varrho}{2} F}} \times$$

$$\times \operatorname{arc\,tg} \left\{ v_u \sqrt{\frac{(\mu c_y - c_x - c_s) \varrho F}{2 (P + S_0 - \mu Q)}} \right\} \quad . \; . \quad (36)$$

Przy braku rakiety:

$$t_1 = \frac{Q}{g} \frac{1}{\sqrt{(S_0 - \mu Q)(\mu c_y - c_x - c_s) \frac{\varrho}{2} F}} \times$$

$$\times \operatorname{arc\,tg} \left\{ v_u \sqrt{\frac{(\mu c_y - c_x - c_s) \varrho F}{2 (S_0 - \mu Q)}} \right\} \quad . \; . \quad (37)$$

Powyższych wzorów użyjemy dla:

$$(\mu c_y - c_x - c_s) > 0 \quad . \quad . \quad . \quad (28)$$

Dla:

$$(c_x + c_s - \mu c_y) > 0 \quad . \quad . \quad . \quad (29)$$

będziemy mieli:

$$t = \frac{Q}{g} \int_0^{v_u} \frac{1}{(S_0 + P - \mu Q) - (c_x + c_s - \mu c_y) \frac{\varrho}{2} F v^2} dv \quad (38)$$

$$t = B \int \frac{dx}{a - bx^2} \quad . \quad . \quad . \quad (39) \qquad t = B \frac{1}{2\sqrt{ab}} \ln \left(\frac{\sqrt{ab} + bx}{\sqrt{ab} - bx} \right) + \text{const.} \quad . \quad (40)$$

$$t = \frac{Q}{g} \frac{1}{2\sqrt{(S_0 + P - \mu Q)(c_x + c_s - \mu c_y) \frac{\varrho}{2} F}} \times$$

$$\times \ln \left\{ \frac{\sqrt{(S_0 + P - \mu Q)(c_x + c_s - \mu c_y) \frac{\varrho}{2} F} + (c_x + c_s - \mu c_y) v_u \frac{\varrho}{2} F}{\sqrt{(S_0 + P - \mu Q)(c_x + c_s - \mu c_y) \frac{\varrho}{2} F} - (c_x + c_s - \mu c_y) v_u \frac{\varrho}{2} F} \right\} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (41)$$

Przy braku rakiety:

$$t_1 = \frac{Q}{g} \frac{1}{2\sqrt{(S_0 - \mu Q)(c_x + c_s - \mu c_y) \frac{\varrho}{2} F}} \times$$

$$\times \ln \left\{ \frac{\sqrt{(S_0 - \mu Q)(c_x + c_s - \mu c_y) \frac{\varrho}{2} F} + (c_x + c_s - \mu c_y) v_u \frac{\varrho}{2} F}{\sqrt{(S_0 - \mu Q)(c_x + c_s - \mu c_y) \frac{\varrho}{2} F} - (c_x + c_s - \mu c_y) v_u \frac{\varrho}{2} F} \right\} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (42)$$

7. *Długość i czas rozbiegu przy założeniu ruchu jednostajnie przyśpieszonego.*

Niektórzy autorzy [20] przyjmują, że w czasie rozbiegu prędkość zmienia się linjowo z czasem, czyli ruch jest jednostajnie przyśpieszony. Założenie to jest o tyle słusznem, że wprawdzie opory aerodynamiczne rosną w czasie rozbiegu z kwadratem prędkości, lecz równocześnie i wypór skrzydeł rośnie z kwadratem prędkości, czyli nacisk na podłoże a więc i siły tarcia maleją. Obliczmy długość rozbiegu przy tem założeniu.

Z założenia, że prędkość w czasie rozbiegu jest linjową funkcją czasu, mamy:

$$\frac{v}{v_u} = \frac{t'}{t} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (43)$$

gdzie:

v = prędkość w pewnym punkcie drogi rozbiegu,

t' = czas, jaki upłynął od początku rozbiegu do chwili, w której samolot posiada prędkość „v",

v_u = prędkość oderwania się,

t = czas rozbiegu.

Z wzoru (43)

$$v = v_u \frac{t'}{t} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (44)$$

Ponieważ:

$$v = \frac{ds}{dt'} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (45)$$

$$ds = v\, dt' \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (46)$$

$$s = \int_0^t v\, dt' = \int_0^t v_u \frac{t'}{t} dt' = \frac{v_u}{t} \int_0^t t'\, dt' \quad (47)$$

$$s = \frac{v_u}{t} \frac{t^2}{2} = 0{,}5\, t\, v_u \quad . \quad . \quad . \quad (48)$$

Z warunku równości pędu i popędu mamy:

$$M v_u = \int_0^t P_p\, dt' \quad . \quad . \quad . \quad (49)$$

gdzie:

M = masa całego samolotu,

P_p = całkowita siła przyśpieszająca.

Otóż:

$$M = \frac{Q}{g} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (50)$$

$$P_p = (S_0 + P - \mu Q) + (\mu c_y - c_x - c_s) \frac{\varrho}{2} F v^2 \quad (51)$$

Z równania (43):

$$v\, t = v_u\, t' \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (52)$$

Różniczkując obustronnie według zmiennych „v" i „t'", mamy:

$$dv\, t = v_u\, dt' \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (53)$$

$$dt' = \frac{t}{v_u} dv \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (54)$$

Podstawiamy (53) w równanie (49) i po zmianie granic całkowania mamy;

$$\frac{Q}{g} v_u = \int_0^{v_u} \left[(S_0 + P - \mu Q) \frac{t}{v_u} dv + \right.$$
$$\left. + (\mu c_y - c_x - c_s) \frac{\varrho}{2} v^2 F \frac{t}{v_u} dv \right] \quad . \quad (55)$$

Po całkowaniu:

$$\frac{Q}{g} v_u = (S_0 + P - \mu Q)\, t + (\mu c_y - c_x - c_s) \frac{\varrho}{2}\, t \frac{v_u^2}{3} F \quad (56)$$

Z tego czas rozbiegu:

$$t = \frac{1}{g} \frac{Q v_u}{(S_0 + P - \mu Q) + (\mu c_y - c_x - c_s) \frac{\varrho}{6} v_u^2 F} \quad (57)$$

Przy braku rakiety:

$$t_1 = \frac{1}{g} \frac{Q v_u}{(S_0 - \mu Q) + (\mu c_y - c_x - c_s) \frac{\varrho}{6} v_u^2 F} \quad . \quad (58)$$

Wstawiając te wartości do wzoru (48), otrzymujemy długość rozbiegu:

$$s = \frac{Q}{2g} \frac{v_u^2}{(S_0 + P - \mu Q) + (\mu c_y - c_x - c_s) \frac{\varrho}{6} v_u^2 F} \quad (59)$$

$$s_1 = \frac{Q}{2g} \frac{v_u^2}{(S_0 - \mu Q) + (\mu c_y - c_x - c_s) \frac{\varrho}{6} v_u^2 F} \quad (60)$$

Powyższe wzory na długość rozbiegu można jeszcze przedstawić w innej trochę formie. Mianowicie w chwili rozpoczęcia ruchu siła przyśpieszająca wynosi:

$$P_{po} = S_0 + P - \mu Q \ . \ . \ . \quad (61)$$

Ściśle biorąc, należałoby za „μ" podstawić wartość spółczynnika statycznego tarcia kół i płozy samolotu o podłoże. Jednakże tego tutaj nie będę uwzględniał.

Siła przyśpieszająca tuż w chwili oderwania się samolotu od ziemi, gdy siła tarcia już znika, wynosi [31]:

$$P_{pu} = (S_0 + P) - (c_x + c_s) \frac{\varrho}{2} F v_u^2 \ . \quad (62)$$

Można założyć, że w czasie rozbiegu siła przyśpieszająca jest stałą i równa się średniej arytmetycznej z sił przyśpieszających na początku i końcu rozbiegu [31]. Zatem:

$$P_{p\,ś.} = \frac{P_{po} + P_{pu}}{2} =$$

$$= S_0 + P - \frac{\mu Q}{2} - (c_x + c_s) \frac{\varrho}{4} F v_u^2 \ . \quad (63)$$

Wstawiając tę wartość w równanie na ruch jednostajnie przyśpieszony, mamy:

$$s = \frac{Q}{2g} v_u^2 \frac{1}{S_0 + P - \frac{\mu Q}{2} - (c_x + c_s) \frac{\varrho}{4} F v_u^2} \ . \quad (64)$$

Przy braku rakiety:

$$s_1 = \frac{Q}{2g} v_u^2 \frac{1}{S_0 - \frac{\mu Q}{2} - (c_x + c_s) \frac{\varrho}{4} F v_u^2} \ . \ . \quad (65)$$

8. Prędkość oderwania się samolotu.

Znając kąt natarcia, na którym odbywa się rozbieg i znając spółczynniki „c_x" i „c_y" dla tego kąta natarcia, możemy łatwo obliczyć prędkość oderwania się samolotu od ziemi z warunku, że wypór skrzydeł musi się równać ciężarowi samolotu.

$$v_u = \sqrt{2 \frac{Q}{F} \frac{1}{c_y \varrho}} \ . \ . \ . \quad (66)$$

9. Najkrótszy rozbieg.

Uważajmy w równaniu (26) wszystkie wielkości za stałe z wyjątkiem wyrażenia:

$$(\mu c_y - c_x - c_s) = m \ . \ . \ . \quad (67)$$

Wówczas równanie (26) można przedstawić w postaci:

$$s = \frac{B}{m} \ln (1 + c_m) \ . \ . \ . \quad (68)$$

Widzimy, że aby rozbieg wogóle był możliwy, musi być:

$$(1 + c_m) > 1 \ . \ . \ . \ . \quad (69)$$

Szukamy minimum funkcji:

$$s = f(m) \ . \ . \ . \ . \quad (70)$$

Funkcja ta ma swoje minimum tam, gdzie wyrażenie (67) ma swoje maximum. Funkcja „m" zależy od kąta natarcia:

$$m = f(i) \ . \ . \ . \ . \quad (71)$$

Maximum tej funkcji:

$$\frac{d}{di} (\mu c_y - c_x - c_s) = 0 \ . \ . \quad (72)$$

$$\mu \frac{d c_y}{di} = \frac{d c_x}{di} \ . \ . \ . \ . \quad (73)$$

lub:

$$\frac{d c_y}{d c_x} = \frac{1}{\mu} \ . \ . \ . \ . \quad (74)$$

Zatem funkcja:

$$m = f(i) \ . \ . \ . \ . \quad (75)$$

osiąga swoje maximum, zaś funkcja:

$$s = f(m) \ . \ . \ . \ . \quad (76)$$

osiąga swoje minimum dla takiego kąta natarcia, dla którego styczna do krzywej biegunowej całego samolotu posiada spółczynnik kierunkowy:

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{1}{\mu} \ . \ . \ . \ . \quad (77)$$

10. Poprawka dla prędkości.

Powyższe wzory na długość rozbiegu były wyprowadzone pod warunkiem, że kąt natarcia w czasie rozbiegu nie ulega zmianie. Jednakże praktycznie kąt natarcia będzie się zmieniał. Rozważmy, czy ta zmiana będzie miała duże znaczenie. Oczywiście, trudno jest uwzględnić ciągłą zmianę kąta natarcia w czasie rozbiegu. Zatem w celu uproszczenia zagadnienia, przyjmuję następujące założenia:

a) zmiana kąta natarcia ma miejsce tuż w chwili oderwania się samolotu od ziemi,

b) zmiana kąta natarcia odbywa się w czasie nieskończenie krótkim.

Tuż po oderwaniu się samolotu od ziemi przed zmianą kąta natarcia opór przedstawi się wzorem:

$$P_x = c_x F \frac{\varrho}{2} v_u^2 \ . \ . \ . \quad (78)$$

gdzie „c_x" odnosi się do kąta natarcia, na którym odbywał się rozbieg.

Tuż po zmianie kąta natarcia:

$$P_{xz} = c_{xz} F \frac{\varrho}{2} v_z^2 \ . \ . \ . \quad (79)$$

gdzie:

c_{xz} = spółczynnik oporu całego szybowca dla zmienionego kąta natarcia,

v_z = prędkość po zmianie kąta natarcia.

Wyrażenia (78) i (79) przyjmujemy za równe sobie, t. zn. przyjmujemy, że ciąg śmigła nie zmienia się i cały idzie na pokonanie oporu. Zatem:

$$P_x = P_{xz} \ . \ . \ . \ . \quad (80)$$

$$c_x v_u^2 = c_{xz} v_z^2 \ . \ . \ . \quad (81)$$

$$v_u = v_z \sqrt{\frac{c_{xz}}{c_x}} \ . \ . \ . \quad (82)$$

Przyjmując, że pilot ściąga drążek sterowy na siebie, mamy:

$$v_u > v_Z \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (83)$$

$$\Delta v = v_u - v_Z = v_Z\left(\sqrt{\frac{c_{x\,Z}}{c_x}} - 1\right) \quad . \quad . \quad (84)$$

Ponieważ zmiany kąta natarcia nie będą zbyt duże i kąty natarcia będą leżały jeszcze na dosyć stromej części biegunowej samolotu, możemy do praktycznych rozważań przyjąć:

$$c_x = c_{x\,Z} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (85)$$

Z tego:

$$\Delta v = 0 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (86)$$

Z tego rozważania widać, że można przy rozbiegu pominąć zupełnie swobodnie zmianę kąta natarcia i spółczynnika „c_x".

11. Siła pociągowa rakiety.

Oznaczmy:

$$\frac{dv}{dt} = p \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (87)$$

Wielkość „p" daje nam przyśpieszenie w danej chwili. Przyśpieszenie to jest zmienne, celem jednak obliczenia, siły pociągowej rakiety musimy przyjąć pewną średnią wartość przyśpieszenia, stałą w czasie całego rozbiegu. Przyjęcie to zrobimy tak dla rozbiegu przy pomocy rakiety i napędu śmigło - silnikowego, jak i dla rozbiegu przy pomocy samego napędu śmigłosilnikowego, co nam pozwoli właśnie na porównanie długości rozbiegu. Z równania (14) otrzymamy :

$$P = \frac{Q}{g}\, p - S_0 + \mu Q - (\mu c_y - c_x - c_s)\frac{\varrho}{2} F v^2 \quad (88)$$

W powyższem równaniu zmienne są „p" i „v". Siła pociągowa rakiety jest wielkością stałą, gdyż rakieta jest zwykle tak zbudowaną, że, paląc się, wyrzuca w sekundzie stałą masę gazów z tą samą prędkością. Zatem w równaniu (88) musimy za „p" i „v" przyjąć pewne wartości stałe. Za „v" przyjmiemy wartość średnią prędkości; ponieważ prędkość rośnie od „0" do „v_u", więc przyjmiemy za „v" wartość „$\frac{v_u}{2}$". Za „p" przyjmiemy pewną średnią wartość „$p_{śr.}$", której sposób obliczenia podam poniżej.

$$P = \frac{Q}{g}\, p_{śr.} - S_0 + \mu Q - (\mu c_y - c_x - c_s)\frac{\varrho}{2} F \frac{v_u^2}{4} \quad (89)$$

Z równań (57) i (59), wyprowadzonych pod założeniem ruchu jednostajnie przyśpieszonego, mamy wartość przyśpieszenia stałego w czasie rozbiegu:

$$p_{śr.} = \frac{g}{Q}\left[(S_0 + P - \mu Q) + (\mu c_y - c_x - c_s)\frac{\varrho}{6} v_u^2 F\right] \quad (90)$$

Z tego:

$$P = \frac{Q}{g}\, p_{śr.} - S_0 + \mu Q - (\mu c_y - c_x - c_s)\frac{\varrho}{6} v_u^2 F \quad (91)$$

Z równania (63):

$$\frac{Q}{g}\, p_{śr.} = S_0 + P - \frac{\mu Q}{2} - (c_x + c_s)\frac{\varrho}{4} F v_u^2 \quad (92)$$

$$P = \frac{Q}{g}\, p_{śr.} - S_0 + \frac{\mu Q}{2} + (c_x + c_s)\frac{\varrho}{4} F v_u^2 \quad (93)$$

12. Przyśpieszenie samolotu.

Średnie przyśpieszenie samolotu — gdy rozbieg odbywa się tylko przy pomocy napędu śmigło-silnikowego — obliczymy z równań (89), (90) i (92) dla $P = 0$:

$$p_{śr.\,b.} = \frac{g}{Q}\left[S_0 - \mu Q + (\mu c_y - c_x - c_s)\frac{\varrho}{2} F \frac{v_u^2}{4}\right] \quad (94)$$

$$p_{śr.\,b.} = \frac{g}{Q}\left[S_0 - \mu Q + (\mu c_y - c_x - c_s)\frac{\varrho}{6} v_u^2 F\right] \quad (95)$$

$$p_{śr.\,b.} = \frac{g}{Q}\left[S_0 - \frac{\mu Q}{2} - (c_x + c_s)\frac{\varrho}{4} F v_u^2\right] \quad . \quad (96)$$

Na początku rozbiegu przy działaniu samego napędu śmigło - silnikowego i przy przyjęciu, że spółczynnik tarcia statycznego równa się spółczynnikowi tarcia kinetycznego (t. zn. obieram chwilę tuż w chwili ruszania samolotu), mamy z równania (14):

$$v_u = 0 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (97)$$

$$p_{o.\,b.} = \frac{g}{Q}(S_0 - \mu Q) \quad . \quad . \quad . \quad (98)$$

W chwili oderwania się samolotu od ziemi:

$$p_{u.\,b.} = \frac{g}{Q}\left[S_0 - \mu Q - (c_x + c_s - \mu c_y)\frac{\varrho}{2} F v_u^2\right] \quad (99)$$

Wreszcie możemy przyjąć:

$$p_{śr.\,b.} = \frac{p_{o.\,b.} + p_{u.\,b.}}{2} \quad . \quad . \quad (100)$$

Przy działaniu dodatkowego napędu rakietowego mamy na początku ruchu i w chwili oderwania się samolotu od ziemi:

$$p_o = \frac{g}{Q}(P + S_0 - \mu Q) \quad . \quad . \quad (101)$$

$$p_u = \frac{g}{Q}\left[P + S_0 - \mu Q - (c_x + c_s - \mu c_y)\frac{\varrho}{2} F v_u^2\right] \quad (102)$$

Celem obliczenia siły pociągowej rakiety obliczymy najpierw średnie przyśpieszenie samolotu bez współudziału rakiety, następnie przyjmujemy pewne przyśpieszenie większe, wstawiamy je w równania na wielkość siły pociągowej rakiety i obliczamy tę siłę. Przy doborze wielkości przyśpieszenia należy mieć 2 względy na uwadze: *a)* dopuszczalne przyśpieszenie ze względu na konstrukcję samolotu, *b)* wielkość rakiety.

Według danych niemieckich dla samolotów wojskowych są dopuszczalne przyśpieszenia 5 g, dla turystycznych, sportowych i pasażerskich 3 g. Jednakże tak duże przyśpieszenia spowodują bardzo znaczne powiększenie rozmiarów rakiety, co może za sobą pociągnąć w konsekwencji niemożliwość fabrykacji takich rakiet. Aby więc rozmiary rakiet nie wypadły zbyt duże, wystarczy w wypadku współdziałania rakiety obrać przyśpieszenie większe o około 20—80% od przyśpieszenia w wypadku działania samego napędu śmigło - silnikowego.

W niektórych wyżej podanych, wzorach, przyjmywaliśmy na przyśpieszenie w czasie rozbiegu wartość średnią, czyli uważaliśmy przyśpieszenie za stałe w czasie rozbiegu. Można się przekonać, o ile wartość przyśpieszenia zmienia się w czasie rozbiegu. Mianowicie we-

dług [24] można wprowadzić pewien „spółczynnik zmian przyśpieszenia“ przy starcie, który w wypadku współdziałania rakiety będzie miał postać:

$$\beta = \left(\frac{c_x + c_s - \mu c_y}{c_y}\right) : \left(\frac{P + S_0}{Q} - \mu\right) \quad (103)$$

Przy braku rakiety:

$$\beta_{b.} = \left(\frac{c_x + c_s - \mu c_y}{c_y}\right) : \left(\frac{S_0}{Q} - \mu\right) \quad . \quad . \quad (104)$$

Aby start wogóle był możliwy, musi być zawsze:

$$\beta < 1 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (105)$$

O ile „β“ jest dodatnie, to przyśpieszenie maleje w czasie rozbiegu, w przeciwnym razie wzrasta. Dla:

$$\beta = 0 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (106)$$

ruch w czasie rozbiegu jest jednostajnie przyśpieszony.

Spółczynnik ten jest zwykle dodatni dla maszyn motorowych; według [24] dla maszyn motorowych:

$$-0{,}2 < \beta < 0{,}4 \quad . \quad . \quad . \quad (107)$$

Zatem przyśpieszenie w chwili oderwania się samolotu będzie wynosiło:

$$p_u = (-\beta)\, p_0 + p_0 \quad . \quad . \quad . \quad (108)$$

$$p_{u.\,b.} = (-\beta)\, p_{o.\,b.} + p_{o.\,b.} \quad . \quad . \quad (109)$$

13. Średnica naboju rakietowegc.

Średnicę naboju rakietowego znajdziemy z wzoru:

$$d = \sqrt{4 P \frac{1}{k \pi}} \quad . \quad . \quad . \quad (110)$$

Dla prochu czarnego mamy:

$$d = \sqrt{4 P \frac{3}{\pi}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (111)$$

14. Ciężar naboju rakietowego.

Nabój rakietowy będzie w naszym wypadku „pełny“. Ciężar gazów wylotowych czyli potrzebnego prochu w czasie 1 sekundy otrzymamy z wzoru:

$$G_s = P g \frac{1}{c_{a\, rz.}} \quad . \quad . \quad . \quad (112)$$

Ciężar pełnego naboju rakietowego otrzymamy z wzoru:

$$G = G_s\, t \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (113)$$

15. Długość pełnego naboju rakietowego.

Oznaczając:

l = długość pełnego naboju rakietowego,

γ = ciężar właściwy materjału wybuchowego,

mamy:

$$G = \frac{\pi d^2}{4}\, l \gamma \quad . \quad . \quad . \quad (114)$$

Z tego:

$$l = \frac{4 G}{\pi d^2 \gamma} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (115)$$

To będzie zarazem długością całej rakiety.

16. Rakieta z „duszą“.

Ponieważ w naszych wypadkach czas palenia się będzie krótki, więc możemy dać rakiety z „duszą“, które będą dłuższe, lecz będą posiadały mniejszą średnicę. Rakiety takie będą łatwiejsze do wyrobu właśnie z powodu mniejszej średnicy. Uważając, że rakieta z „duszą“ powinna posiadać ten sam ciężar, co rakieta pełna, możemy napisać:

$$G = \frac{\pi d^2}{4}\left[(h + h') - \frac{h}{3}\right] \gamma \quad . \quad (116)$$

gdzie:

h = wysokość stożka, stanowiącego „duszę“,

h' = wysokość walca, stanowiącego pełną część naboju rakietowego.

Przyjmując wysokość stożka równą wysokości pobocznicy:

$$p = \sim h \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (117)$$

mamy:

$$P = \pi d \frac{h}{2} k \quad . \quad . \quad . \quad (118)$$

Z tego przyjmując „d“:

$$h = 2 P \frac{1}{\pi d k} \quad . \quad . \quad . \quad (119)$$

Dla prochu czarnego:

$$h = 2 P \frac{3}{\pi d} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (120)$$

Dalej z (116):

$$h' = \frac{4 G}{\pi d^2 \gamma} - h + \frac{h}{3} \quad . \quad . \quad (121)$$

Całkowita długość:

$$l = h + h' \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (122)$$

17. Ciężar całej rakiety.

Ciężar całej rakiety otrzymamy na podstawie rozważań w ustępie III/4 poprzedniego artykułu. Mianowicie w zależności od materjału na łuski ciężar naboju rakietowego wynosi 48—82% ciężaru całej rakiety. Zatem ciężar całej rakiety:

dla łuski stalowej: $$G_r = \frac{100}{48} G \quad (123)$$

dla łuski tekturowej: $$G_r = \frac{100}{63} G \quad (124)$$

dla łuski z lekkiego stopu: $$G_r = \frac{100}{82} G \quad (125)$$

18. Spółczynniki tarcia.

Według [24] materjał doświadczalny, tyczący się spółczynników tarcia kół samolotu o podłoże, nie jest dotychczas wystarczający. Blenk przyjmuje jako wartość typową 0,1, co niewątpliwie jest liczbą dość wygórowaną. Brissot podaje przesadnie małą wartość 0,03. Zdaje się, że w przeciętnych warunkach najlepiej przyjmować dla kół „μ“ od 0,05 do 0,08.

II. Start samolotu na wysokość przy pomocy rakiety prochowej.

1. Sytuacja.

Przyjmujemy następującą sytuację: samolot przy pomocy napędu śmigło-silnikowego oderwał się od ziemi i następnie ma się wznieść

jak najszybciej na pewną wysokość. Celem powiększenia szybkości wznoszenia się dodajemy jeszcze rakietę prochową. Wypadek ten mógłby zajść np. przy starcie samolotów myśliwskich. Zadaniem mojem jest obliczenie długości lotu „s" celem wzniesienia się na daną wysokość „z", tudzież wymiarów rakiety prochowej.

Obliczenia przeprowadzam pod następującemi założeniami:

a) W czasie całego lotu na długości „s" ciężar samolotu nie ulega zmianie. Zatem nie biorę pod uwagę zmiany ciężaru samolotu skutkiem wypalania się naboju rakietowego.

b) Nie biorę pod uwagę jakiegokolwiek oddziaływania ziemi na wielkość sił aerodynamicznych w pierwszej chwili oderwania się samolotu od ziemi i na początku wznoszenia się.

c) W czasie całego okresu wznoszenia się samolotu przyjmuję stały kąt natarcia skrzydeł.

d) Przyjmuję, że skutkiem powyższego spółczynniki „c_x" i „c_y" dla całego samolotu są stałe w całym okresie wznoszenia się samolotu.

e) Przyjmuję, że lot odbywa się po linji prostej, nachylonej pod kątem „φ" do poziomu.

f) Przyjmuję, że siły bezwładności wznoszącego się samolotu, siła pociągowa rakiety, siła ciągu śmigła i siły aerodynamiczne zaczepiają w środku ciężkości samolotu.

g) Przyjmuję, że kierunki sił bezwładności, oporu aerodynamicznego, siły pociągowej rakiety i siły ciągu śmigła leżą na jednej linji prostej.

h) Przyjmuję, że lot jest jednostajny.

j) Przyjmuję, że ewentualna zmiana kąta natarcia skrzydeł pomiędzy kątem natarcia w czasie rozbiegu a kątem natarcia w locie wznoszącym następuje w bardzo krótkim czasie tuż w chwili oderwania się samolotu od ziemi, tak, że zmiany tej nie potrzebuję uwzględniać.

2. *Wbudowanie rakiety.*

Jak poprzednio.

3. *Równanie ruchu wznoszącego się samolotu.*

Oznaczając:

v_m = prędkość lotu po torze przy współdziałaniu rakiety,

v_{m_1} = prędkość lotu po torze bez współdziałania rakiety,

c_{ye} = spółczynnik wyporu całego samolotu przy danym kącie natarcia,

c_{xe} = spółczynnik oporu całego samolotu przy danym kącie natarcia,

φ = kąt nachylenia toru lotu przy współdziałaniu rakiety,

φ_1 = kąt nachylenia toru lotu bez współdziałania rakiety,

mamy w wypadku współdziałania rakiety:

$$P + S_0 - c_{xe} F \frac{\varrho}{2} v_m^2 - c_s F \frac{\varrho}{2} v_m^2 - Q \sin\varphi = 0 \quad (126)$$

Bez współdziałania rakiety:

$$S_0 - c_{xe} F \frac{\varrho}{2} v_{m_1}^2 - c_s F \frac{\varrho}{2} v_{m_1}^2 - Q \sin\varphi_1 = 0 \quad (127)$$

4. *Długość lotu wznoszącego.*

Aby się wznieść na daną wysokość „Z", długość lotu wznoszącego musi wynosić:

$$s = \frac{Z}{\sin\varphi} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (128)$$

lub:

$$s_1 = \frac{Z}{\sin\varphi_1} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (129)$$

5. *Kąt natarcia w locie wznoszącym.*

Według [9] największą prędkość wznoszenia otrzymamy wtedy, gdy lot wznoszący będzie się odbywał na kącie natarcia, odpowiadającym minimum mocy (ściśle minimum mocy ciągu według Neumark'a). Powyższe ujęcie nie jest zupełnie ścisłe, lecz tylko dużem przybliżeniem, jednakże w zupełności wystarczającem dla naszych, bądź-co-bądź orjentacyjnych obliczeń.

Zatem zakładam, że lot wznoszący musi się odbywać na kącie, odpowiadającym minimum mocy. Kąt ten można znaleść przy pomocy wykresu logarytmicznego biegunowej samolotu. Również możemy go znaleść, kreśląc styczną do krzywej

$$\frac{c_y^3}{c_x^2} = f(c_y) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (130)$$

6. *Prędkość lotu po torze.*

Prędkość lotu po torze dadzą nam wzory:

$$v_m = \sqrt{\frac{2\,Q\cos\varphi}{c_{ye}\,\varrho\,F}} \quad . \quad . \quad . \quad (131)$$

$$v_{m_1} = \sqrt{\frac{2\,Q\cos\varphi_1}{c_{ye}\,\varrho\,F}} \quad . \quad . \quad . \quad (132)$$

7. *Kąt wznoszenia się.*

Wstawiając (132) w (127) otrzymamy kąt nachylenia toru do poziomu przy locie bez współdziałania rakiety.

Mianowicie otrzymamy następujące równanie, z którego obliczamy kąt „φ_1":

$$Q^2\left[(c_{xe}+c_s)^2 + c_{ye}^2\right]\cos^2\varphi_1 -$$
$$- 2 S_0 Q c_{ye}(c_{xe}+c_s)\cos\varphi_1 +$$
$$+ \left[(S_0 c_{ye})^2 - Q^2 c_{ye}^2\right] = 0 \quad . \quad . \quad (133)$$

8. *Prędkość wznoszenia się.*

Prędkość wznoszenia się dadzą wzory:

$$w = v_m \sin\varphi \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (134)$$

$$w_1 = v_{m_1} \sin\varphi_1 \quad . \quad . \quad . \quad (135)$$

9. *Czas wznoszenia się.*

Czas wznoszenia się na daną wysokość dadzą nam wzory:

$$t_w = \frac{Z}{w} = \frac{s}{v_m} \quad . \quad . \quad . \quad (136)$$

$$t_{w_1} = \frac{Z}{w_1} = \frac{s_1}{v_{m_1}} \quad . \quad . \quad . \quad (137)$$

10. Siła pociągowa rakiety.

Wielkość siły pociągowej da nam wzór:

$$P = Q \sin\varphi + c_x F \frac{\varrho}{2} v_m^2 + c_s F \frac{\varrho}{2} v_m^2 - S_0 \quad (138)$$

11. Średnica, ciężar, długość naboju rakietowego i ciężar całej rakiety.

Wielkości te dadzą nam wzory poprzednio podane.

III. Wyjście z korkociągu.

Rakieta prochowa może służyć jako czynnik, ułatwiający wyjście z korkociągu, szczególnie z korkociągu płaskiego. Rakieta taka, umieszczona na samym końcu ogona, zapalona w odpowiedniej chwili, może dostarczyć krótkotrwałej siły, pochylającej samolot głową w dół, pozwalając w ten sposób na wyprowadzenie samolotu z korkociągu. Nie zajmuję się tutaj dokładnem obliczeniem wymiarów rakiety w tym wypadku, gdyż jest to droga bardzo długa i z tego powodu niezbyt dokładna. W każdym razie można stwierdzić, że wymiary takiej rakiety nie będą zbyt duże.

IV. Lądowanie samolotu przy pomocy rakiety prochowej.

1. Sytuacja.

Przyjmuję następującą sytuację: samolot ląduje i w chwili, gdy datknął kołami ziemię, pilot zapala rakietę, która przeciwdziała ruchowi, skracając przez to dobieg. Pod słowem „dobieg" rozumiem odległość od punktu, w którym samolot dotknie kołami ziemię, do punktu, w którym ruch ustanie. Zadaniem mojem jest obliczenie długości dobiegu przy działaniu i bez działania rakiety celem porównania tych wielkości. Obliczenia przeprowadzam pod temi samemi założeniami, co poprzednio.

W równaniu ruchu pominiemy wyraz „S_0", gdyż silnik będzie zatrzymany, natomiast zostawię wyraz, zawierający spółczynnik „c", przedstawiający opór śmigła [24].

2. Wbudowanie rakiety.

Rakieta będzie musiała być tak wbudowana, by reakcja gazów wylotowych była skierowana ku tyłowi. Oczywiście, jedynem możliwem miejscem umieszczenia rakiety jest dolna część ogona (względnie wogóle tylnej części kadłuba). Rakieta będzie musiała być tak skierowana, by gazy wylotowe i płomień nie spowodowały pożaru. Najlepiej do tego celu nadawałyby się samoloty metalowe. Należałoby dążyć do tego, by siła reakcji gazów wylotowych była skierowana poziomo. Gdy będzie skierowaną zanadto do góry, to może wywierać duży moment, przewracający samolot łbem na dół, co grozi kapotażem. Wprawdzie przy dobiegu samolot porusza się przy kącie natarcia większym od krytycznego, co powoduje duży opór o momencie, przeciwdziałającym momentowi rakiety w naszym wypadku, lecz lepiej oczywiście dążyć do tego, by moment od siły pociągowej rakiety był jak najmniejszy.

3. Równanie ruchu lądującego samolotu.

Oznaczając:

c_{xl} = spółczynnik oporu całego samolotu w czasie dobiegu, przyjęty za stały,

c_{yl} = spółczynnik wyporu w czasie dobiegu, przyjęty za stały.

Mamy:

$$\frac{Q}{g}\frac{dv}{dt} = \left(-P - P_x - T - c_s \frac{\varrho}{2} F v^2\right) \quad . \quad (139)$$

$$\frac{Q}{g}\frac{dv}{dt} = \left[(-P - \mu Q) - (c_{xl} + c_s - \mu c_{yl}) \frac{\varrho}{2} F v^2\right] \quad (140)$$

Przy braku rakiety:

$$\frac{Q}{g}\frac{dv}{dt} = \left[-\mu Q - (c_{xl} + c_s - \mu c_{yl}) \frac{\varrho}{2} F v^2\right] \quad (141)$$

4. Długość dobiegu.

Na podstawie rozważań podobnych do zawartych poprzednio, dochodzimy do wzorów:

$$d = \frac{Q}{g} \frac{1}{(c_{xl} + c_s - \mu c_{yl}) \varrho F} \times$$

$$\times \ln \left\{ \frac{(P + \mu Q) + (c_{xl} + c_s - \mu c_{yl}) \frac{\varrho}{2} F v_l^2}{(P + \mu Q)} \right\} \quad (142)$$

Przy braku rakiety:

$$d_1 = \frac{Q}{g} \frac{1}{(c_{xl} + c_s - \mu c_{yl}) \varrho F} \times$$

$$\times \ln \left\{ \frac{\mu Q + (c_{xl} + c_s - \mu c_{yl}) \frac{\varrho}{2} F v_l^2}{\mu Q} \right\} \quad . \quad . \quad (143)$$

5. Czas dobiegu.

Rozumując podobnie jak poprzednio, dochodzimy do wzorów dla:

$$(c_{xl} + c_s - \mu c_{yl}) > 0 \quad . \quad . \quad (29)$$

$$t = \frac{Q}{g} \frac{1}{\sqrt{(P + \mu Q)(c_{xl} + c_s - \mu c_{yl}) \frac{\varrho}{2} F}} \times$$

$$\times \operatorname{arc\,tg} \left\{ v_l \sqrt{\frac{(c_{xl} + c_s - \mu c_{yl}) \varrho F}{2 (P + \mu Q)}} \right\} . \quad (144)$$

Przy braku rakiety:

$$t_1 = \frac{Q}{g} \frac{1}{\sqrt{\mu Q (c_{xl} + c_s - \mu c_{yl}) \frac{\varrho}{2} F}} \times$$

$$\times \operatorname{arc\,tg} \left\{ v_l \sqrt{\frac{(c_{xl} + c_s - \mu c_{yl}) \varrho F}{2 \mu Q}} \right\} . \quad (145)$$

Dla:

$$(\mu c_{yl} - c_{xl} - c_s) > 0 \quad . \quad . \quad (28)$$

$$t = \frac{Q}{g} \frac{1}{2\sqrt{(P+\mu Q)(\mu c_{y\,l} - c_{x\,l} - c_s)\frac{\varrho}{2} F}} \times$$

$$\times \ln \left\{ \frac{\sqrt{(P+\mu Q)(\mu c_{y\,l} - c_{x\,l} - c_s)\frac{\varrho}{2} F} + (\mu c_{y\,l} - c_{x\,l} - c_s)\, v_l \frac{\varrho}{2} F}{\sqrt{(P+\mu Q)(\mu c_{y\,l} - c_{x\,l} - c_s)\frac{\varrho}{2} F} - (\mu c_{y\,l} - c_{x\,l} - c_s)\, v_l \frac{\varrho}{2} F} \right\} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (146)$$

$$t_1 = \frac{Q}{g} \frac{1}{2\sqrt{\mu Q(\mu c_{y\,l} - c_{x\,l} - c_s)\frac{\varrho}{2} F}} \times$$

$$\times \ln \left\{ \frac{\sqrt{\mu Q(\mu c_{y\,l} - c_{x\,l} - c_s)\frac{\varrho}{2} F} + (\mu c_{y\,l} - c_{x\,l} - c_s)\, v_l \frac{\varrho}{2} F}{\sqrt{\mu Q(\mu c_{y\,l} - c_{x\,l} - c_s)\frac{\varrho}{2} F} - (\mu c_{y\,l} - c_{x\,l} - c_s)\, v_l \frac{\varrho}{2} F} \right\} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (147)$$

6. *Prędkość lądowania.*

Korzystnem jest, aby samolot, opierając się o płozę, posiadał jak największy kąt natarcia — w miarę możności większy od krytycznego. Oczywiście, do oznaczenia wielkości spółczynników aerodymicznych danego samolotu trzebaby posiadać biegunową danego samolotu.

Prędkość lądowania:

$$v_l = \sqrt{2\frac{Q}{F} \cdot \frac{1}{c_{y_l}\,\varrho}} \quad . \quad . \quad . \quad (148)$$

Popełniam tu pewien błąd, przyjmując, że „c_{y_l}“ jest stałe w czasie od ściągnięcia drążka sterowego aż do ustania ruchu, lecz i tak chodzi tu tylko o pewne porównanie długości dobiegu przy zastosowaniu i bez zastosowania rakiety.

7. *Siła pociągowa rakiety.*

Oznaczmy opóźnienie:

$$\frac{dv}{dt} = (-\overline{p}) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (149)$$

Opóźnienie jest zmienne w czasie dobiegu; celem jednak obliczenia siły pociągowej rakiety musimy przyjąć pewną średnią wartość opóźnienia, stałą w czasie całego dobiegu. Za prędkość „v“ przyjmiemy również pewną średnią wartość „$v_l/2$“. Zatem z równania (140) mamy:

$$P = \left(\frac{Q}{g}\,\overline{p_{śr.}} - \mu Q\right) - (c_{x\,l} - c_s - \mu c_{y\,l})\,\frac{\varrho}{2}\,F\,\frac{v_l^2}{4} \quad (150)$$

8. *Opóźnienie samolotu.*

Średnie opóźnienie samolotu — gdy dobieg odbywa się bez współdziałania rakiety — obliczymy z równania (184) dla $P = 0$:

$$\overline{p_{śr.\,b.}} = \frac{g}{Q}\left[\mu Q + (c_{x\,l} - c_s - \mu c_{y\,l})\,\frac{\varrho}{2}\,F\,\frac{v_l^2}{4}\right] \quad (151)$$

Na początku dobiegu, w chwili dotknięcia ziemi kołami samolotu, mamy wielkość opóźnienia :

$$\overline{p_{l.\,b.}} = \frac{g}{Q}\left[\mu Q + (c_{x\,l} + c_s - \mu c_{y\,l})\,\frac{\varrho}{2}\,F\,v_l^2\right] \quad (152)$$

W chwili, gdy ruch ustaje, mamy opóźnienie:

$$\overline{p_{o.\,b.}} = g\,\mu \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (153)$$

Możemy zatem przyjąć:

$$\overline{p_{śr.\,b.}} = \frac{\overline{p_{l.\,b.}} + \overline{p_{o.\,b.}}}{2} \quad . \quad . \quad . \quad (154)$$

Celem obliczenia siły pociągowej rakiety obliczymy najpierw średnie opóźnienie samolotu bez współdziałania rakiety, następnie przyjmujemy bezwzględną wartość na opóźnienie trochę większą i wstawiamy ją w równanie na obliczenie siły pociągowej rakiety. Przy doborze wielkości opóźnienia należy kierować się tem, by wymiary rakiety nie wypadły zbyt duże. Zwykle należy obrać wielkość tego opóźnienia (bezwzględną) większą o około 20—40% od opóźnienia przy działaniu samego napędu śmigło-silnikowego.

9. *Wymiary i ciężar rakiety.*

Wymiary i ciężar rakiety otrzymamy, podobnie jak w poprzednim ustępie.

10. *Spółczynniki tarcia.*

Spółczynnik tarcia w czasie dobiegu przybiera według Neumark'a bez porównania większe wartości niż w czasie rozbiegu. Wynika to już stąd, że przy lądowaniu na trzy punkty część reakcji pionowej przypada na płozę, która podlega tarciu poślizgowemu a nie tarciu toczenia. W związku z tem ogólny spółczynnik tarcia może wahać się od 0,05 do 0,3, a niekiedy i wyżej.

V. Start wodno-samolotów przy pomocy rakiety prochowej.

Przy pomocy rakiet prochowych możnaby — podobnie, jak to robi Dornier — skracać start wodnosamolotów. Rakieta prochowa mogłaby być krótką, zapaloną tuż przed chwilą oderwania się samolotu od powierzchni wody.

VI. Tok obliczeń i przykłady obliczeniowe *).

1. Start samolotu przy pomocy rakiety prochowej.

Obieram samolot typu samolotu wojskowego linjowego. Zakładam: ciężar $Q=2250\,kg$, $N=450$ KM, $n=1850\,obr/min = \sim 31\,obr/sek$, ilość obrotów w miejscu przy starcie: $n_0=1500\,obr/min = \sim 25\,obr/sek$, prędkość lotu poziomego: $v = \sim 200\,km/godz = \sim 55{,}55\,m/sek$, powierzchnia nośna: $F=49\,m^2$, $\varrho=\frac{1}{8}$. Materjał pędny rakiety: proch czarny; $c_{a\,rzecz.}=1600\,m/sek$, $\gamma=0{,}00165\,kg/cm^3 = 1{,}65\,kg/dcm^3$, $k=\frac{1}{3}$. Z powodu braku biegunowej samolotu w przypadku szczególnym, obieram: spółczynnik wyporu w czasie rozbiegu $c_y=1{,}00$; spółczynnik oporu w czasie rozbiegu $c_x=0{,}07$. Spółczynnik tarcia kół o podłoże $\mu=0{,}07$. Z powodu dalej braku danych charakterystycznych w jakimś szczególnym przypadku, obieram wielkości charakterystyczne śmigła według Crocco [34], str. 430. Famiglia Nr. 24. Obieram średnicę śmigła: $D=2{,}8\,m$. Obieram spółczynnik $c_s=0{,}04$. Wartość, charakteryzująca posuw: $\lambda=\frac{v}{n\,D}=0{,}64$ (4). Obierając stosunek skoku do średnicy śmigła równy 0,7, otrzymujemy maksymalną sprawność śmigła równą 0,78; dla tego śmigła przez extrapolację: $\tau_0=0{,}13$. Obliczamy: ciąg śmigła w miejscu: $S_0=621\,kg$ (6). Stosunek $S_0:Q=0{,}276$ leży w granicach według danych Neumark'a. Prędkość oderwania się samolotu: $v_u=27{,}2\,m/sek$ (66). Najpierw obliczymy wszystkie wielkości bez współdziałania rakiety t. z. przy działaniu samego napędu śmigło-silnikowego. Średnie przyśpieszenie samolotu: $p_{śr.\,b.}=0{,}196\,g$ (94), $p_{śr.\,b.}=0{,}192\,g$ (95), $p_{śr.\,b.}=0{,}186\,g$ (96), $p_{o\,b}=0{,}206\,g$ (98), $p_{u\,b}=0{,}166\,g$ (99), $p_{śr.\,b.}=0{,}190\,g$ (100), $\beta_b=0{,}194$ (104), $p_{u\,b}=0{,}166\,g$ (109). Spółczynnik Neumarka jest dodatni, zatem przyśpieszenie maleje w czasie rozbiegu. Długość i czas rozbiegu: $s_1=197{,}5\,m$ (31), $t_1=14{,}1\,sek$ (42), $t_1=14\,sek$ (58), $s_1=190\,m$ (60), $s_1=201\,m$ (65). Następnie obliczamy poszczególne wielkości przy współdziałaniu rakiety, przyjmując większe przyśpieszenie średnie a mianowicie raz 0,25 g, drugi raz 0,30 g. Obliczone wartości pierwsze odnoszą się do 0,25 g, drugie do 0,30 g. Siła pociągowa rakiety: $P=121{,}5\,kg - 234\,kg$ (89), $P=129\,kg - 241{,}5\,kg$ (91), $P=143{,}7\,kg - 256{,}2\,kg$ (93). Średnio: $P=140\,kg - 250\,kg$. Przyśpieszenia: $p_u=0{,}268\,g - 0{,}317\,g$ (101), $p_u=0{,}228\,g - 0{,}277\,g$ (102), $\beta=0{,}149 - 0{,}1261$ (103), $p^u=0{,}228\,g$ (108). Droga i czas rozbiegu: $s=147\,m - 125\,m$ (30), $t=10{,}9\,sek - 9{,}2\,sek$ (41), $t=10{,}9\,sek - 9{,}1\,sek$ (57), $s=144{,}5\,m - 123\,m$ (59), $s=151\,m - 126\,m$ (64). Średnica rakiety pełnej: $d=22{,}2\,cm - 31\,cm$ (110). Ciężar pełnego naboju rakietowego: $G_s=0{,}86\,kg - 1{,}53\,kg$ (112), $G=9{,}45\,kg - 14{,}0\,kg$ (113). Długość pełnego naboju rakietowego: $l=14{,}8\,cm - 11{,}3\,cm$ (158). Ciężar całej rakiety dla łuski z lekkiego stopu: $G_r=11{,}5\,kg - 17{,}1\,kg$ (125). Zakładając średnicę naboju rakietowego $d=10\,cm$ i przyjmując wyżej obliczony ciężar naboju, mamy następujące wymiary dla rakiety „z duszą“: długość duszy $h=26{,}8\,cm - 47{,}8\,cm$ (120), wymiar $h'=55{,}1\,cm - 60{,}2\,cm$ (121); całkowita długość naboju $l=81{,}9\,cm - 123{,}9\,cm$ (122). Oczywiście, przy użyciu większych rakiet można będzie uzyskać jeszcze krótszy rozbieg, jednakże należy najpierw zbadać, do jakich granic wymiarów można fabrykować tego rodzaju rakiety prochowe.

2. Start samolotu na wysokość przy pomocy rakiety prochowej.

Obieram samolot typu wojskowego samolotu myśliwskiego. Zakładam: ciężar $Q=\sim 1490\,kg$, $N=\sim 487$ KM, $n=1775\,obr/min = 29 \div 30\,obr/sek$. $n_0=1400\,obr/min = \sim 23\,obr/sek$. Prędkość lotu poziomego: $v=317{,}0\,km/godz = \sim 88\,m/sek$. Powierzchnia nośna: $F=18{,}m^2$, $\varrho=\frac{1}{8}$. Materjał pędny rakiety: proch czarny; $c_{a\,rz.}=1600\,m/sek$. $\gamma=0{,}00165\,kg/cm^3 = 1{,}65\,kg/dcm^3$, $k=\frac{1}{3}$. Z powodu braku biegunowej samolotu w przypadku szczególnym, obieram: spółczynnik wyporu w czasie lotu wznoszącego $c_{y\,e}=1{,}1$; spółczynnik oporu w czasie lotu wznoszącego $c_{x\,e}=0{,}1$. Z powodu dalej braku danych charakterystycznych w jakimś szczególnym przypadku, obieram wielkości charakterystyczne śmigła według Crocco [34], str. 430. Famiglia Nr. 24. Obieram średnicę śmigła: $D=3\,m$. Obieram spółczynnik $c_s=0{,}04$. Wielkość, charakteryzująca posuw $\lambda=\sim 1$ (4). Obierając stosunek skoku do średnicy śmigła równy 1,1, otrzymujemy maksymalną sprawność śmigła, równą 0,82. Dla tego śmigła przez extrapolację: $\tau_0=0{,}14$. Obliczamy: ciąg śmigła w miejscu: $S_0=750\,kg$ (6). Stosunek ciągu śmigła do ciężaru $S_0:Q=\sim 0{,}5$ leży w granicach według danych Neumarka. Najpierw obliczymy wszystkie wielkości bez współdziałania rakiety. Kąt wznoszenia się samolotu: $\varphi_1=33^0\,35'$ (133). Długość lotu na wysokość $z=1000\,m$, $s_1=1810\,m$ (129). Prędkość lotu po torze $v_{m_1}=31{,}65\,m/sek$ (132). Prędkość wznoszenia się $w_1=17{,}5\,m/sek$ (135). Czas wznoszenia się na wysokość $z=1000\,m$, $t_{w_1}=57{,}2\,sek$ (137). Następnie obieram kąt wznoszenia się samolotu większy, a mianowicie $\varphi=40^0$ i $\varphi=45^0$. Wartości pierwsze będą się odnosiły do kąta 40^0, drugie do kąta 45^0. Prędkość lotu po torze $v_m=30{,}6\,m/sek - 29{,}3\,m/sek$ (131). Długość lotu po torze na wysokość $z=1000\,m$, $s=1560\,m - 1410\,m$ (128). Prędkość wznoszenia się $w=19{,}65\,m/sek - 20{,}7\,m/sek$ (134). Czas wznoszenia się na wysokość $z=1000\,m$, $t_w=51\,sek - 48{,}3\,sek$ (136). Siła pociągowa rakiety: $P=354\,kg - 432\,kg$ (138). Średnica naboju rakietowego: $d=36{,}7\,cm - 40{,}6\,cm$ (111). Ciężar na sekundę: $G_s=2{,}16\,kg - 2{,}64\,kg$ (112). Ciężar całego naboju rakietowego: $G=110{,}0\,kg - 127{,}0\,kg$ (113). Długość pełnego naboju rakietowego $l=63{,}4\,cm - 58{,}5\,cm$ (115). Ciężar całej rakiety z duszą: $134\,kg - 155\,kg$ (125). Przyjmujemy rakietę z „duszą“ o tym samym ciężarze. Długość duszy $h=67{,}8\,cm - 83{,}0\,cm$ (119). Długość walca $h'=40{,}1\,cm - 43{,}0\,cm$ (121). Całkowita długość: $l=107{,}9\,cm - 126\,cm$ (122).

3. Lądowanie samolotu przy pomocy rakiety prochowej.

Dane te same, co w przykładzie 1. $Q=2250\,kg$, $N=450$ KM, $n=1850\,obr/min. = \sim 31\,obr./sek$, $n_1=1500\,obr./min. = 25\,obr./sek$, $v=200\,km/godz = 55{,}55\,m/sek$, $F=49\,m^2$, $\varrho=\frac{1}{8}$, $c_{a\,rz.}=1600\,m/sek$,

*) Żmudne obliczenia do poniższych przykładów tego artykułu wykonał p. Józef Niespał, technik-rysownik Instytutu Techniki Szybownictwa, za co Mu na tym miejscu składam podziękowanie.

$\gamma = 0{,}00165\ kg/cm^3$, $k = \frac{1}{3}$. Spółczynniki aerodynamiczne ulegną zmianie. Obieram: $c_{yl} = 0{,}8$, $c_{xl} = 0{,}3$, $\mu = 0{,}2$, $c_s = 0{,}04$. Obliczamy: prędkość lądowania $v_l = 30{,}4\ m/sek$ (148). Najpierw bez współdziałania rakiety: długość dobiegu $d_1 = 157\ m$ (143), czas: $t_1 = 12\ sek$ (145), przyśpieszenia: $\overline{p_{lb}} = 0{,}425\, g$ (152), $\overline{p_{ob}} = 0{,}2\, g$ (153), $\overline{p_{śr.\,b}} = 0{,}312\, g$ (154). Obieramy trochę większe średnie opóźnienie: $\overline{p_{śr.}} = 0{,}4\, g$. Siła pociągowa rakiety: $P = 380\ kg$ (150). Długość dobiegu: $d = 99\ m$ (142). Czas dobiegu: $t = 7{,}0\ sek$ (144). Średnica pełnego naboju: $d = 38{,}1\ cm$ (111). Ciężar naboju rakietowego: $G_s = 2{,}33\ kg$ (112), $G = 16{,}3\ kg$ (113). Długość naboju rakietowego: $l = 8{,}66\ cm$ (115). Ciężar całej rakiety: $G_r = 19{,}9\ kg$ (125). Zakładając średnicę naboju rakietowego $d = 10\ cm$ i przyjmując wyżej obliczony ciężar naboju, mamy następujące wymiary dla rakiety „z duszą": długość duszy $h = 72{,}6\ cm$ (120), wymiar $h' = 77{,}5$ (121), całkowita długość naboju $l = 150{,}1\ cm$ (122). Oczywiście, przy użyciu większych rakiet można będzie uzyskać jeszcze krótszy dobieg, jednakże, podobnie jak przy rozbiegu, należy najpierw zbadać, do jakich granic wymiarów można fabrykować tego rodzaju rakiety prochowe. Przy lądowaniu należy jeszcze brać pod uwagę możliwość zastosowania hamulców na koła. W powyższym przykładzie przy użyciu trochę silniejszej rakiety i hamulców z pewnością dobieg dałby się skrócić do długości około 50—60 *m*.

VII. Zestawienie wyników przykładów obliczeniowych.

1. Przy zastosowaniu rakiety do startu mamy w wyniku dla samolotu typu wojskowego samolotu linjowego o ciężarze 2250 *kg* skrócenie rozbiegu o 25% względnie o 38%. Ciężary prochu wypadają odpowiednio 9,45 *kg* względnie 14,0 *kg* (zależnie od przyśpieszenia samolotu).

2. Przy zastosowaniu rakiety prochowej do startu samolotu typu wojskowego samolotu myśliwskiego o ciężarze ∾ 1490 *kg* na wysokość 1000 m (wznoszenie się) uzyskujemy skrócenie czasu wznoszenia się o 10,5% względnie 15,8% zależnie od kąta nachylenia toru lotu do poziomu. Ciężary prochu wypadają odpowiednio 110,0 *kg* względnie 127,0 *kg*.

3. Przy zastosowaniu rakiety do lądowania mamy w wyniku dla samolotu typu wojskowego samolotu linjowego o ciężarze 2250 *kg* skrócenie dobiegu o 37%. Ciężar prochu wypada 16,3 *kg*.

VIII. Zakończenie i wnioski.

W wyniku przeprowadzonych obliczeń dochodzimy do wniosków, że rakiety prochowe mogą w pewnych szczególnych przypadkach znaleść zastosowanie w lotnictwie wojskowem (np. start czy lądowanie na lotnisku, porytem bombami, na małem lotnisku pomocniczem, szczególnie maszyn ciężkich, bombardujących). Rakiety wypadają względnie duże, jednakże korzyści, płynące z ich zastosowania, również nie są małe. Przy locie wznoszącym rakiety wypadają bardzo duże i są nieodpowiednie. Skrócenie rozbiegu przy starcie może dojść do 38%, skrócenie dobiegu przy lądowaniu do ∾ 37%. Zastosowanie rakiet prochowych przy wznoszeniu się samolotu daje małe korzyści i użycie ich w tym wypadku nie opłaca się. Należy się spodziewać pewnych korzyści przy stosowaniu tych rakiet do startu wodnosamolotów i wychodzenia z korkociągu.

Oczywiście, powyższe obliczenia nabiorą pełnej wartości dopiero wtenczas, gdy zostaną przeprowadzone pewne pomiary celem zbadania najważniejszego czynnika, t. z. czynnika bezpieczeństwa (wybuch). Dalej rakieta musi być tak wbudowaną, by gorące gazy wylotowe nie objęły żadnej części samolotu (szczególnie opierzenia tylnego). Bezwzględnie w związku z tem wystąpią może duże trudności konstrukcyjne. Dalszem dążeniem powinien być warunek, by kierunek siły pociągowej przechodził przez środek ciężkości całego samolotu lub blisko niego. W każdym wypadku mniejsze trudności wystąpią przy samolotach metalowych niż przy samolotach o konstrukcji drewnianej lub mieszanej. Wreszcie badania powinny iść w kierunku konstruowania rakiet jak największych — oczywiście w granicach bezpieczeństwa — gdyż rakiety duże dadzą bezwzględnie lepsze wyniki, szczególnie gdy chodzi o długość dobiegu i rozbiegu.

III.

Start silnie przeciążonych samolotów przy pomocy rakiet prochowych.

Le décollage des avions très surchargés à l'aide de fusées à poudre.

Enfin l'auteur considère des possibilités de l'emploi des fusées à poudre comme l'aide au décollage des avions très surchargés, p. ex.: de l'avion de bombardement surchargé de bombes et de l'avion léger, II cathégorie, destinée au vol longues distances et surchargée de combustible.

Comme résultat des calculs, l'auteur vient à la conclusion, que, si l'on emploie une assez grande contenance de poudre, le roulement du décollage des avions de bombardement très surchargés de bombes peut être raccourci même à 45%. Au contraire, si l'on emploie une assez petite contenance de poudre, le roulement du décollage de l'avion léger, II cathégorie, destinée au vol à longues distances et surchargée de combustible, peut être raccourci même à 55%.

L'emploi des fusées à poudre aide les avions surchargés au décollage des aérodromes, dont la longueur est insufisante au décollage sans aide des fusées à poudre.

Przegląd treści:

przeciążonego samolotu lekkiego — 2 kategorji (ciężar własny do 450 *kg*) — do lotu długodystansowego przy pomocy rakiet prochowych. III. Zakończenie.

WSTĘP.

W poniższym, ostatnim artykule, rozpatruję możliwości zastosowania rakiet prochowych w celu skrócenia rozbiegu przy starcie silnie przeciążonych samolotów a to: samolotu bombowego, przeciążongo bombami i lekkiego samolotu turystycznego 2 kategorji (waga własna do 450 *kg*), przeciążonego paliwem do lotu długodystansowego. W myśl głosów badaczy sowieckich, które wyżej przytoczyłem, należy się spodziewać, że w tym wypadku korzyść, wypływająca z zastosowania rakiet prochowych przy starcie, będzie największą, gdyż start samolotów przeciążonych jest wogóle zawsze długi i niebezpieczny. Bardzo często długość lotniska okazuje się niewystarczającą do tego, by przeciążony samolot mógł bezpiecznie startować, czego zresztą dowodzą śmiertelne wypadki, jakie miały nieraz miejsce przy starcie silnie przeciążonych samolotów.

I. Start silnie przeciążonego samolotu bombowego przy pomocy rakiet prochowych.

1. Typ samolotu.

Obieram samolot bombowy typu Amiot 144. Jest to ciężki samolot do bombardowania z załogą, składającą się z 4÷5 ludzi. Dane charakterystyczne według [35] [1]):

długość 18,24 *m*; rozpiętość 24,00 *m*;

powierzchnia skrzydeł 91,4 m^2; wydłużenie skrzydeł 6,3.

Ciężary samolotu z silnikami „Gnome-Rhône 14 Kirs".

Ciężar pustego samolotu . .	5800 *kg*.
Ciężar normalny ładunku . .	3200 *kg*.
Ciężar maksymalny ładunku .	5700 *kg*.
Ciężar w locie normalny . .	9000 *kg*.
Ciężar w locie maksymalny .	11500 *kg*.
Obciążenie powierzchniowe . .	98,5 kg/m^2.
Obciążenie mocy	5,7 *kg*/KM.

Zespół napędowy:

2 silniki 14-o cylindrowe, w dwie gwiazdy, chłodzone powietrzem, Gnome - Rhône „14 Kirs", każdy o mocy nominalnej 800 KM na wysokości 4000 *m*.

Ciężar bomb:

2000 *kg* przy 2000 *km* zasięgu.

Niektóre wyczyny:

szybkość maksymalna na wysokości 4000 *m* 350 *km/godz*,

szybkość podróżna na wysokości 4000 *m* 300 *km/godz*,

szybkość lądowania 90 *km/godz*,

zasięg z ciężarem bomb 2000 *km/godz*,

Największy zasięg przy ciężarze paliwa 3700 *kg*, 4000 *km*.

[1]) Cyfry w nawiasach odnoszą się do spisu literatury, podanego na końcu pierwszego (I) artykułu.

2. Ciąg śmigła.

Ciąg śmigła w miejscu, wobec braku danych charakterystycznych zespołu śmigło - silnikowego, obliczymy ze stosunku ciągu śmigła w miejscu do ciężaru całkowitego w locie. Jak wyżej wspomnieliśmy, w poprzednich artykułach, stosunek ten według Neumarka wynosi:

$$\frac{S_0}{Q} = 0{,}2 - 0{,}4.$$

Fuchs [36] daje przykłady, w których stosunek ten dla samolotów o wadze względnie niedużej (1530 *kg* i moc silnika 170 KM) wynosi 0,354 i 0,262.

W naszym wypadku przyjmiemy ten stosunek dla normalnego ciężaru w locie:

$$\frac{S_0}{Q} = 0{,}4.$$

Zatem: $S_0 = 0{,}4\ Q = 0{,}4 \cdot 9000 = 3600\ kg.$

Poniżej rozpatrzymy start naszego przykładowego samolotu bombowego silnie przeciążonego bombami. Do obliczeń przyjmiemy 3 ciężary samolotu w locie:

$$Q_1 = 12000\ kg$$
$$Q_2 = 14000\ „$$
$$Q_3 = 16000\ „$$

Z tych 3 ciężarów pierwszy jest większy o 500 *kg*, drugi o 2500 *kg*, trzeci o 4500 *kg* od maksymalnego ciężaru w locie, podanego przez wytwórnię naszego przykładowego samolotu. Stosunek ciągu śmigła w miejscu do całkowitego ciężaru w locie będzie odpowiednio teraz wynosił 0,3, 0,257 i 0,225.

Przeciążenie naszego samolotu do 16.000 *kg* jest mało prawdopodobne do zrealizowania w praktyce, choć ze względu na stosunek ciągu śmigła w miejscu do całkowitego ciężaru w locie byłoby do pomyślenia jeszcze większe przeciążenie. Według Neumarka bowiem stosunek ten dla samolotów bardzo przeciążonych może spaść do 0,1, czyli ciężar samolotu w locie mógłby w naszym wypadku wynosić nawet 36.000 *kg*. Oczywiście tego rodzaju obciążenie jest nie do pomyślenia dla samolotu Amiot 144. Jednakże przeliczymy i 3-i przypadek przeciążenia naszego przykładowego samolotu w celach porównawczych.

Ciąg śmigła w locie względnie w ruchu (przy starcie) obliczymy ze wzoru Alayrac'a-Everling'a:

$$S = S_0 - c_s F \frac{\varrho}{2} v^2.$$

Spółczynnik „c_s" obierzemy za Neumarkiem i Fuchsem [36] równy:

$$c_s = 0{,}05.$$

3. Spółczynnik tarcia.

Na podstawie rozważań w poprzednich artykułach obieram wielkość spółczynnika tarcia kół samolotu o podłoże:

$$\mu = 0{,}08.$$

4. *Prędkość oderwania się.*

Przyjmuję, że w czasie rozbiegu kąt natarcia skrzydeł nie ulega zmianie. Przyjęcie to nie jest zupełnie słuszne, gdyż pilot w czasie rozbiegu zwykle manewruje drążkiem sterowym, jednakże dla naszych porównawczych celów jest ono zupełnie wystarczającym. W braku biegunowej naszego przykładowego samolotu ograniczymy się do przyjęcia spółczynnika siły nośnej w czasie rozbiegu. Niech:

$$c_y = 0{,}8.$$

Prędkość oderwania się samolotu otrzymamy ze wzoru:

$$v_u = \sqrt{\frac{Q}{F}\,\frac{2}{\varrho}\,\frac{1}{c_y}}.$$

Przyjmując gęstość powietrza:

$$\varrho = \frac{1}{8}$$

mamy dla naszego przeciążonego samolotu odpowiednio [1]):

$$v_{u_1} = 51{,}2\ m/sek$$
$$v_{u_2} = 55{,}5\ „$$
$$v_{u_3} = 59{,}4\ „$$

5. *Spółczynnik oporu samolotu w czasie rozbiegu.*

Spółczynniki oporu naszego przykładowego samolotu będą wogóle dosyć duże ze względu na wiszące zewnątrz bomby, wystające ewentualnie gondole i osłony strzelców płatowcowych, lufy karabinów maszynowych i t. d i t. d. Ze względu na możliwość istnienia wszystkich tego rodzaju oporów szkodliwych, przyjmuję dla kąta natarcia w czasie rozbiegu:

$$c_x = 0{,}1.$$

6. *Zmiana prędkości samolotu.*

Należy zaznaczyć, że przeciążenie samolotu — przy zachowaniu tej samej mocy zespołu śmigło - silnikowego — wpłynie na zmniejszenie szybkości maksymalnej i podróżnej lotu. Zmianami tymi nie będę się zajmował na tym miejscu.

7. *Długość rozbiegu.*

Długość rozbiegu otrzymamy ze wzoru (26) poprzedniego (II.) artykułu:

$$s = \frac{Q}{g\,(\mu c_y - c_x - c_s)\,F\varrho} \times$$
$$\times \ln\left[\frac{(S_0 - \mu Q) + (\mu c_y - c_x - c_s)\,F\,\frac{\varrho}{2}\,v_u^2}{(S_0 - \mu Q)}\right].$$

Dla naszego przykładowego samolotu, po podstawieniu w powyższy wzór odpowiednich wartości, otrzymamy:

$$s_1 = 837\ m$$
$$s_2 = 1370\ „$$
$$s_3 = 2283\ „$$

8. *Wbudowanie rakiet.*

Z kolei obliczymy długość rozbiegu skróconego przy pomocy rakiet prochowych. Przyjmuję rakiety o sile pociągowej:

$$P_r = 40\ kg.$$

Nie biorę pod uwagę zwiększenia ciężaru samolotu skutkiem dodatkowego ciężaru rakiet. Rakiety wbudowujemy w skrzydła pomiędzy kadłubem a lotkami. Rakiety powinny być ustawione pod małym kątem do osi kadłuba na zewnątrz (w płaszczyźnie poziomej) tak, by płomienie i gazy spalinowe nie obejmowały usterzenia, lecz przechodziły na zewnątrz niego. Dalej rakiety powinny być tak wbudowane, by kierunki ich sił pociągowych przechodziły przez środek ciężkości całego samolotu względnie blizko niego, a to w celu uniknięcia zbyt wielkiego momentu bądź to „na głowę“, bądź to „na ogon“ samolotu. Ułożenie komór spalinowych rakiet na tylnej części płatów nośnych tak, by wyloty tych komór znajdowały się na krawędzi spływu skrzydła, nie będzie miało prawie zupełnie wpływu na wielkość siły nośnej skrzydła ze względu na dużą powierzchnię i głębokość skrzydła. Ponieważ nasz przykładowy samolot posiada klapy do lądowania, więc komory spalinowe będą musiały być umieszczone na górnej powierzchni skrzydeł. Dobrym byłoby użycie klap, zajmujących tylko dolną część grubości skrzydła, a nie całą grubość (np. klapy Zap'a). Zapalanie rakiet elektryczne, przy pomocy małej bateryjki, umieszczonej w kabinie pilota. Wszystkie rakiety w obu skrzydłach zapalane równocześnie. W każdym skrzydle umieszczamy po 10 rakiet w odstępach $^1/_2$-metrowych, względnie po 14 rakiet w odstępach ~ 35-centymetrowych tak, że wszystkie rakiety zajmą rozpiętość około 5 *m*, równą mniej więcej rozpiętości klap do lądowania. Zaznaczę jeszcze, że nie uwzględnię zmniejszenia siły pociągowej poszczególnych rakiet skutkiem nachylenia osi rakiet do osi kadłuba, gdyż zmniejszenie to będzie nieznaczne. Gdyby któraś z rakiet nie zapaliła się, to pilot będzie musiał wyrównać kierunek ruchu samolotu przez odpowiednie wychylenie steru kierunkowego, co wobec małego stosunku siły jednej rakiety do siły ciągu śmigieł nie będzie trudnym. Całkowita siła pociągowa wszystkich rakiet będzie zatem wynosiła (odpowiednio do tego, czy użyjemy 20 czy 24 rakiet):

$$P_1 = 800\ kg$$
$$P_2 = 960\ „$$

W komorach spalinowych rakiet należy przewidzieć urządzenie, wyrzucające na zewnątrz łuski po spaleniu się naboju rakietowego. Łuski te zatem pozostawałyby na lotnisku, z którego samolot startowałby.

---

[1]) Obliczenia do przykładów w tym artykule, podobnie jak w dwóch poprzednich, wykonał p. Józef Niespał, technik - rysownik Instytutu Techniki Szybownictwa, któremu na tym miejscu składam jeszcze raz podziękowanie za Jego niestrudzoną pomoc.

9. Długość rozbiegu przy współdziałaniu rakiet.

Długość rozbiegu przy przyjęciu, że rakiety palą się przez cały czas rozbiegu, otrzymamy z wzoru (27) poprzedniego II artykułu:

$$s = \frac{Q}{g(\mu c_y - c_x - c_s) F \varrho} \times$$

$$\times \ln \left[\frac{(S_0 + P - \mu Q) + (\mu c_y - c_x - c_s) F \frac{\varrho}{2} v_u^2}{(S_0 + P - \mu Q)} \right]$$

W naszym przypadku dla 20 rakiet:

$$s_1 = 586\ m$$
$$s_2 = 900\ „$$
$$s_3 = 1350\ „$$

Dla 24 rakiet:

$$\bar{s}_1 = 551\ m$$
$$\bar{s}_2 = 845\ „$$
$$\bar{s}_3 = 1250\ „$$

10. Czas rozbiegu przy współdziałaniu rakiet.

Czas rozbiegu przy współdziałaniu rakiet obliczymy z dokładnego wzoru (41) poprzedniego II artykułu:

$$t = \frac{Q}{g} \frac{1}{2\sqrt{(P + S_0 - \mu Q)(c_x + c_s - \mu c_y) \frac{\varrho}{2} F}} \times$$

$$\times \ln \left\{ \frac{\sqrt{(S_0 + P - \mu Q)(c_x + c_s - \mu c_y) \frac{\varrho}{2} F} + (c_x + c_s - \mu c_y) \frac{\varrho}{2} v_u F}{\sqrt{(S_0 + P - \mu Q)(c_x + c_s - \mu c_y) \frac{\varrho}{2} F} - (c_x + c_s - \mu c_y) \frac{\varrho}{2} v_u F} \right\}$$

W naszym wypadku dla 20 rakiet:

$$t_1 = 21{,}30\ sek$$
$$t_2 = 29{,}45\ „$$
$$t_3 = 40{,}00\ „$$

Dla 24 rakiet:

$$\bar{t}_1 = 20{,}10\ sek$$
$$\bar{t}_2 = 27{,}65\ „$$
$$\bar{t}_3 = 37{,}50\ „$$

11. Wymiary i ciężar rakiet.

Średnicę naboju rakietowego otrzymamy z założenia, że dla prochu czarnego, z którego rakiety będą zrobione, 1 cm^2 powierzchni przekroju naboju rakietowego daje siłę pociągową równą $^1/_3$ *kg*. Zatem:

$$P_r = 40\,kg = \frac{\pi d^2}{4} k = \frac{\pi d^2}{4} \frac{1}{3}$$

Z tego:

$$d = \sim 12{,}5\ cm.$$

Dalsze wartości otrzymamy z wzorów, podanych w poprzednim II artykule. Mianowicie: ciężar gazów w 1-ej sekundzie:

$$G_s = P g \frac{1}{c_{a\ rz.}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (112)$$

Dla prochu czarnego:

$$c_{a\ rz.} = 1600\ m/sek.$$
$$G_s = 0{,}246\ kg/sek.$$

Całkowity ciężar naboju rakietowego jest zależny od czasu palenia się rakiety. Przyjmujemy, że rakieta pali się przez cały czas rozbiegu, więc weźmiemy do obliczeń czasy rozbiegu, wyżej podane. Przy użyciu 20 rakiet, ciężar naboju rakietowego jednej rakiety będzie odpowiednio wynosił:

$$G_1 = G_s\, t_1 = 5{,}25\ kg \quad . \quad . \quad . \quad (113)$$
$$G_2 = G_s\, t_2 = 7{,}25\ „$$
$$G_3 = G_s\, t_3 = 9{,}84\ „$$

Przy zastosowaniu 24 rakiet czasy rozbiegu są trochę krótsze:

$$\bar{G}_1 = 4{,}95\ kg \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (113)$$
$$\bar{G}_2 = 6{,}82\ „$$
$$\bar{G}_3 = 9{,}25\ „$$

Przyjmujemy naboje rakietowe pełne, o stałym przekroju, dające stałą siłę pociągową. Długość pełnego naboju rakietowego da nam wzór:

$$l = \frac{4\,G}{\pi d^2 \gamma} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (114)$$

Dla naszych przypadków, przy ciężarze właściwym prochu:

$$\gamma = 0{,}00165\ kg/cm^3$$
$$l_1 = 26{,}5\ cm$$
$$l_2 = 36{,}6\ „$$
$$l_3 = 49{,}6\ „$$
$$\bar{l}_1 = 25{,}0\ „$$
$$\bar{l}_2 = 34{,}4\ „$$
$$\bar{l}_3 = 46{,}7\ „$$

Ciężar całej rakiety dla łuski z lekkiego stopu:

$$G_r = \frac{100}{82} G \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (125)$$
$$G_{r_1} = 6{,}40\ kg$$
$$G_{r_2} = 8{,}85\ „$$
$$G_{r_3} = 12{,}00\ „$$
$$\bar{G}_{r_1} = 6{,}02\ „$$
$$\bar{G}_{r_2} = 8{,}33\ „$$
$$\bar{G}_{r_3} = 11{,}30\ „$$

Ciężar prochu wszystkich rakiet wyniesie odpowiednio przy użyciu 20 rakiet 105,0, 145,0 i 196,8 *kg*, przy użyciu 24 rakiet 119,0, 164,0 i 222,0 *kg*. Ciężar ogólny wszystkich rakiet przy użyciu 20 rakiet wyniesie odpowiednio 128,0,

177,0 i 240,0 *kg*, przy 24 rakietach 145,0, 200,0 i 271,0 *kg*.

12. Wnioski.

Z powyższych obliczeń widać, że można przy użyciu rakiet prochowych skrócić rozbieg startujących samolotów bombowych, silnie przeciążonych, odpowiednio o 30%, 34% i 41% przy użyciu 20 rakiet, względnie o 34%, 38,5% i 45,5% przy użyciu 24 rakiet w zależności od przeciążenia. Charakterystycznym jest, że przy większym przeciążeniu zysk na skróceniu długości rozbiegu przy zastosowaniu rakiet jest większy, niż przy mniejszym przeciążeniu. Stąd wniosek, że stosowanie rakiet będzie się opłacało przy starcie samolotów bardzo silnie przeciążonych, t. z. w wypadkach, gdy ograniczona długość lotniska nie pozwoli na start tych samolotów przy pomocy samego napędu śmigło - silnikowego. Ciężar prochu wypada względnie duży tak, że zastosowanie rakiet będzie dosyć kosztowne i nie opłaci się w każdym wypadku, lecz tylko w szczególnym.

II. Start silnie przeciążonego samolotu lekkiego — 2 kategorji (ciężar własny do 450 *kg*) — do lotu długodystansowego przy pomocy rakiet prochowych.

1. Typ samolotu.

Obieram samolot turystyczny typu R. W. D. 5 - bis, na którym major - pilot Stanisław Skarzyński ustanowił dnia 7 maja 1933 r. rekord międzynarodowy dla samolotów lekkich 2 - kategorji [1]). Dane charakterystyczne [2]):

waga pustego samolotu	446 *kg*,
waga benzyny 700 litrów à 0,720 .	504 *kg*,
waga oliwy	30 *kg*,
waga pilota	75 *kg*,
waga bagażu i narzędzi	10 *kg*,
waga całkowita w locie	1065 *kg*.

Należy zaznaczyć, że pojemność zbiorników wynosiła 752 litr. tak, że mjr. Skarzyński mógł zabrać jeszcze 52 litr. benzyny więcej. Właściwa waga pilota w tym locie wynosiła 68 *kg*. Ponieważ jednak przepisy międzynarodowe wymagają wagi pilota 75 *kg*, musiało się brakujących 7 *kg* wagi uzupełnić dodatkowym bagażem.

Zespół śmigło - silnikowy:
silnik „Gipsy Major“,
moc nominalna przy 2100 *obr/min* 120 KM,
moc maksymalna przy 2350 *obr/min* 130 KM,
zużycie benzyny 26 *litr/godz*.

Dalej:
powierzchnia nośna około 13,00 m^2,
obciążenie powierzchniowe w tym locie 82 kg/m^2,
obciążenie mocy w tym locie 8,8 *kg*/KM,
średnia szybkość samolotu 177 *km/godz*.

[1]) Klasa C. Samoloty lekkie — 2 kategorja (ciężar własny do 450 *kg*). Długość lotu w linji prostej (Polska) — rekord dyplomowany. Kapitan Skarzyński na jednopłatowcu RWD—5 bis. Silnik Gipsy Major 130 KM. Z St. Louis w Senegalu do Marceio (Brazylja) 7 maja 1933 r. 3582 *km*.

[2]) Dane uzyskane od majora - pilota Skarzyńskiego.

Samolot R. W. D. - 5 bis był to użytkowy samolot turystyczny R. W. D. - 5, przerobiony specjalnie do długodystansowych rekordowych lotów, jednak z zachowaniem wszystkich charakterystycznych cech typu RWD - 5. W samolocie skasowano drugie miejsce, aby wmontować dodatkowo 3 zbiorniki, mianowicie: 1 duży z tyłu za miejscem pilota i 2 dodatkowe w skrzydle samolotu. Dzięki temu samolot ten mógł zabrać 752 litr. benzyny.

Powyższy lot rekordowy trwał 20 godz. 15 minut.

2. Ciąg śmigła.

Ciąg śmigła, wobec braku danych charakterystycznych zespołu śmigło - silnikowego, obliczymy ze stosunku ciągu śmigła w miejscu do ciężaru całkowitego w locie. Dla przeciążonego, jak w naszym wypadku, samolotu obieram ten stosunek:

$$\frac{S_0}{Q} = 0{,}26.$$

Zatem: $S_0 = 0{,}26\ Q = 0{,}26 . 1065 = \sim 275\ kg.$

Poniżej rozpatrzymy start tego samolotu, jeszcze bardziej przeciążonego paliwem. Do obliczeń przyjmiemy 2 ciężary samolotu w locie:

$$Q_1 = 1150\ kg$$
$$Q_2 = 1250\ „$$

Zatem przyjmuję, że samolot zabiera w pierwszym wypadku 85 *kg* benzyny więcej (118 litr.), w drugim 185 *kg* benzyny więcej (257 litr.). Stosunek ciągu śmigła w miejscu do całkowitego ciężaru w locie będzie odpowiednio teraz wynosił 0,239 i 0,22.

Ciąg śmigła w locie:

$$S = S_0 - c_s F \frac{\varrho}{2} v^2$$

$$c_s = 0{,}05.$$

3. Spółczynnik tarcia.

Obieram: $\mu = 0{,}08.$

4. Prędkość oderwania się.

Zakładam te same przyjęcia, co w poprzednim ustępie (III/I). W braku biegunowej samolotu obieram dla kąta oderwania się:

$$c_y = 1{,}0.$$

Prędkość oderwania się:

$$v_u = \sqrt{\frac{Q}{F} \frac{2}{\varrho} \frac{1}{c_y}}$$

W naszym wypadku:

$$v_u = \sim 36{,}2\ m/sek$$
$$v_{u_1} = \sim 37{,}6\ „$$
$$v_{u_2} = \sim 39{,}2\ „$$

5. Spółczynnik oporu samolotu w czasie rozbiegu.

Obieram dla stałego kąta natarcia, na którym odbywa się rozbieg:

$$c_x = 0{,}09.$$

6. *Zmiana prędkości lotu.*

Przeciążenie samolotu zmieni trochę — przy zachowaniu tej samej mocy silnika — średnią prędkość lotu. Zmianami tymi nie będę się zajmował na tym miejscu.

7. *Zasięg.*

Zawartość benzyny wynosiła w locie majora Skarzyńskiego 700 litrów. Przy przyjęciu naszych przeciążeń zawartość benzyny wynosiłaby odpowiednio 818 litrów i 957 litrów. Przyjmując dla wszystkich 3 wypadków jednakową średnią szybkość podróżną 170 *km/godz* i zużycie benzyny 26 *litr/godz*, możemy łatwo obliczyć maksymalne zasięgi w linji prostej:

$$L = 4570 \; km$$
$$L_1 = 5350 \;"$$
$$L_2 = 6250 \;"$$

Powyżej podałem, że lot majora Skarzyńskiego wynosił w linji prostej 3582 *km*. Faktycznie był on z pewnością dłuższy, a pozatem pewien zapas benzyny pozostał jeszcze w zbiornikach.

Możemy zasięg obliczyć wzorami bardziej dokładnymi. Np. wzór Breguet'a:

$$L = 270 \frac{\eta}{b} \frac{c_y}{c_x} \ln \frac{Q}{Q - Q_p},$$

gdzie:

η = sprawność śmigła,

b = zużycie paliwa *kg*/KM *godz.*,

Q = całkowity ciężar samolotu przy starcie,

Q_p = ciężar paliwa przy starcie.

Powyższy wzór jest wyprowadzony pod założeniem, że w chwili lądowania samolotu paliwo zostało całkowicie zużyte i zbiorniki są puste.

W naszych wypadkach, w celu uproszczenia obliczeń, przyjmiemy pewne wielkości za stałe, opierając się na przykładach obliczeniowych Neumarka (Stefan Neumark. Metoda analityczna w mechanice lotu. Sprawozdanie I. B. T. L. Nr. 8 i Nr. 12). I tak:

$\eta = 0{,}75$,

$b = \sim 0{,}157$ *kg*/KM *godz.* (według danych wyżej),

$c_y : c_x = 5{,}7$; obieram tę wartość przeciętną za stałą w czasie całego lotu we wszystkich wypadkach.

Q_p w naszych wypadkach wynosi odpowiednio 504 *kg*, 589 *kg* i 689 *kg*.

Zatem: $L = \sim 4700 \; km$,
$L_1 = \sim 5300 \;"$
$L_2 = \sim 6000 \;"$

Otrzymaliśmy wyniki zbliżone do poprzednich. Neumark i Bonder podają jeszcze inne wzory na obliczenie zasięgu, z których tutaj nie skorzystamy, gdyż chodzi nam o obliczenie porównawcze.

Uważając zasięg 4500 *km* za wyjściowy, widzimy, że przy przeciążeniach, przez nas przyjętych, zwiększamy zasięg odpowiednio o około 19% względnie o około 39%.

8. *Długość rozbiegu.*

Długość rozbiegu otrzymamy ze wzoru (26) artykułu II:

$$s = \frac{Q}{g(\mu c_y - c_x - c_s) F \varrho} \times$$
$$\times \ln \left[\frac{(S_0 - \mu Q) + (\mu c_y - c_x - c_s) F \frac{\varrho}{2} v_u^2}{(S_0 - \mu Q)} \right].$$

U nas: $s = 450 \; m$
$s_1 = 567 \;"$
$s_2 = 730 \;"$

9. *Wbudowanie rakiet.*

Rakiety wbudowujemy w skrzydła. Szczegóły konstrukcyjne, podane w poprzednim ustępie, zachowują i tu swoją ważność. W każdym skrzydle umieszczamy 3 względnie 4 rakiety, każda o sile pociągowej 20 *kg*. Zatem całkowita siła pociągowa rakiet:

$$P_1 = 120 \; kg$$
$$P_2 = 160 \;"$$

10. *Długość rozbiegu przy współdziałaniu rakiet.*

Długość rozbiegu przy przyjęciu, że rakiety palą się przez cały czas rozbiegu, otrzymamy ze wzoru (27) artykułu II:

$$s = \frac{Q}{g(\mu c_y - c_x - c_s) F \varrho} \times$$
$$\times \ln \left[\frac{(S_0 + P - \mu Q) + (\mu c_y - c_x - c_s) F \frac{\varrho}{2} v_u^2}{(S_0 + P - \mu Q)} \right].$$

W naszym wypadku dla 6 rakiet:

$s = 255 \; m$,
$s_1 = 312 \;"$
$s_2 = 382 \;"$

Dla 8 rakiet:

$\bar{s} = 226 \; m$,
$\bar{s}_1 = 273 \;"$
$\bar{s}_2 = 327 \;"$

11. *Czas rozbiegu przy współdziałaniu rakiet.*

Czas rozbiegu przy współdziałaniu rakiet obliczymy z dokładnego wzoru (41) artykułu II. Tutaj odrazu podamy wyniki. Dla 6 rakiet:

$t = 13{,}8 \; sek$
$t_1 = 15{,}9 \;"$
$t_2 = 19{,}1 \;"$

Dla 8 rakiet:

$\bar{t} = 12{,}1 \; sek$,
$\bar{t}_1 = 14{,}5 \;"$
$\bar{t}_2 = 16{,}5 \;"$

12. *Wymiary i ciężar rakiet.*

Wymiary naboju rakietowego i ciężar całej rakiety otrzymamy w podobny sposób, jak w poprzednim ustępie. Dla prochu czarnego:

$$P_r = 20\ kg = \frac{\pi d^2}{4} \cdot \frac{1}{3}.$$

Z tego: $d = 8{,}75\ cm = \sim 88\ mm$.

Ciężar gazów w 1 sekundzie:

$$G_s = 0{,}123\ kg/sek.$$

Przy użyciu 6 rakiet ciężar naboju rakietowego jednej rakiety:

$$G = G_s t = \sim 1{,}7\ kg,$$
$$G_1 = G_s t_1 = \sim 1{,}96\ „$$
$$G_2 = G_s t_2 = \sim 2{,}35\ „$$

Przy 8 rakietach:

$$\overline{G} = 1{,}49\ kg,$$
$$\overline{G_1} = 1{,}78\ „$$
$$\overline{G_2} = 2{,}03\ „$$

Długość pełnego naboju rakietowego (114):

$$l = 17{,}2\ cm,$$
$$l_1 = 19{,}8\ „$$
$$l_2 = 23{,}8\ „$$

Przy 8 rakietach:

$$\overline{l} = 15{,}1\ cm,$$
$$\overline{l_1} = 18{,}0\ „$$
$$\overline{l_2} = 20{,}5\ „$$

Ciężar całej rakiety dla łuski z lekkiego stopu:

$$G_r = 2{,}08\ kg$$
$$G_{r_1} = 2{,}39\ „$$
$$G_{r_2} = 2{,}86\ „$$
$$\overline{G_r} = 1{,}82\ „$$
$$\overline{G_{r_1}} = 2{,}18\ „$$
$$\overline{G_{r_2}} = 2{,}48\ „$$

Ciężar prochu wszystkich rakiet wyniesie odpowiednio przy użyciu 6 rakiet 10,2 *kg*, 11,8 *kg* i 14,1 *kg*, przy użyciu 8 rakiet 11,9 *kg*, 14,3 *kg* i 16,2 *kg*. Ciężar ogólny wszystkich rakiet przy użyciu 6 rakiet wyniesie odpowiednio 12,5 *kg*, 14,4 *kg* i 17,2 *kg*, przy 8 rakietach 14,6 *kg*, 17,5 *kg* i 19,8 *kg*.

13. Wnioski.

Z powyższych obliczeń wynika, że można przy użyciu rakiet prochowych skrócić rozbieg startujących samolotów turystycznych, silnie przeciążonych, odpowiednio o 43%, 45% i 48% przy użyciu 6 rakiet, względnie o 50%, 52% i 55% przy użyciu 8 rakiet. Bezwzględne długości skrócenia rozbiegu wyrażają się cyframi 195 *m*, 255 *m* i 348 *m*, względnie 224 *m*, 294 *m* i 403 *m*. Zatem zysk na skróceniu długości rozbiegu bezwzględnie opłaci się, tym bardziej, że ciężary prochu wypadają małe. Wymiary rakiet nie są zupełnie duże, zastosowanie zaś kilku małych rakiet zwiększa znacznie stopień bezpieczeństwa. Nie będzie więc zachodziła obawa wybuchu rakiety właśnie z powodu małych jej rozmiarów, a w razie nawet wybuchu będzie on nieszkodliwy z powodu małej zawartości prochu. Podobnie jak w poprzednim przykładzie, okazuje się, że przy większym przeciążeniu zysk na skróceniu długości rozbiegu przy zastosowaniu rakiet jest większy, niż przy mniejszym przeciążeniu.

III. Zakończenie.

W wyniku obliczeń dochodzimy do wniosków, że przy użyciu względnie dużej ilości prochu można skrócić rozbieg startujących samolotów bombowych, silnie przeciążonych bombami, nawet o 45%. Przy użyciu zaś małej ilości prochu można skrócić start lekkiego samolotu turystycznego (II kategorji), przeciążonego paliwem, tak że zasięg wzrasta o 39% (z 4500 *km* do 6250 *km*), o 55%. To ostatnie skrócenie wyraża się bezwzględną wartością 403 *m*, a więc długością, która może mieć przy starcie z niewielkich lotnisk względnie z lotnisk, otoczonymi wysokimi przeszkodami, bardzo duże znaczenie i która może zapewnić zupełnie bezpieczny start w tych wypadkach.

Przy ewentualnym zastosowaniu rakiet prochowych do lekkich samolotów turystycznych konstrukcji np. mieszanej mogłyby powstać pewne obawy pożaru w razie np. wybuchu jednej rakiety, podobnie jak to zresztą może mieć miejsce w szybowcach. Otóż należy stwierdzić, że wszystkie dotychczasowe głosy i zdania, tyczące się możliwości ewentualnego pożaru, oparte są na przypuszczeniach tylko. Głosy te zresztą wychodzą przeważnie z ust ludzi, którzy wogóle w życiu nie widzieli palących się rakiet, a będąc nastawieni wrogo w stosunku do prochu, jako materjału pędnego, upierają się przy swoim zdaniu li tylko z wrodzonego konserwatyzmu ludzkiego. Wypadek Stamera, pierwszego na świecie pilota na szybowcu rakietowym, któremu w czasie lotu wybuchła jedna rakieta, powodując pożar usterzenia, miał główny swój powód w tem, że rakiety były umieszczone tuż pod skrzydłem (samolot był typu „Kaczka"), a więc nie było trudno o pożar.

Lecz tenże sam Stamer, którego głos wyżej przytoczyłem, twierdzi, że zastosowanie rakiet prochowych w lotnictwie do specjalnych celów jest możliwem przy zachowaniu pewnych środków ostrożności. Gdy o tych ostatnich będzie się pamiętało, to stosowanie rakiet prochowych będzie zupełnie możliwe, czego zresztą dowodzą poważne głosy sowieckie i choćby patent Dornier'a. Chyba nie należy sądzić, że jedna z największych fabryk samolotów na świecie patentuje rzeczy, nie mogące znaleźć praktycznego zastosowania. Bezwzględnie niewątpliwem jest, że rakiety prochowe dadzą się zastosować bez żadnych obaw do samolotów konstrukcji metalowej. Lecz i w konstrukcjach mieszanych można się zabezpieczyć przed ewentualnością pożaru przez pokrycie części, znajdujących się blizko komory spalinowej rakiet, cienką blachą aluminiową, przez użycie sklejki opancerzonej blachą metalową (niektóre polskie wytwórnie sklejki już wyrabiają sklejkę, opancerzoną blachą stalową) i t. d. i t. d. Należy spróbować, należy rozpocząć pewne badania, by móc określić wielkość rakiet, przy której może nastąpić wybuch, dalej, by móc określić odległość, poza którą będzie można umieścić bezpiecznie nawet czyste drewno bez żadnego pokrycia.

Nakładem L A P L i I T S. Pierwsza Związkowa Drukarnia, Lwów, Lindego 4.



Pierwsza Związkowa Drukarnia we Lwowie, Lindego 4.